В. А. Павлов
С. А. Понырко
Ю. М. Хованский

СТАБИЛИЗАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И АВТОПИЛОТЫ

ВЫСШАЯ ШКОЛА · 1964

В. А. ПАВЛОВ, С. А. ПОНЫРКО, Ю. М. ХОВАНСКИЙ

СТАБИЛИЗАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И АВТОПИЛОТЫ

Допущено
Министерством высшего и среднего специального образования РСФСР
в качестве учебного пособия для авиационных вузов и факультетов

ИЗДАТЕЛЬСТВО «ВЫСШАЯ ШКОЛА»
МОСКВА·1964



В книге изложены по материалам открытой советской и зарубежной печати основные вопросы теории, принципы построения, особенности устройства и применения систем автоматического управления полетом летательных аппаратов. Кроме того, приведены характеристики и данные по некоторым автопилотам.

Книга является учебным пособием для студентов заочных и вечерних отделений авиационных втузов, а также может быть использована инженерно-техническими работниками специализирующимися в области автоматизации летательных аппаратов.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящая книга написана в соответствии с программой курса «Стабилизация летательных аппаратов и автопилоты», утвержденной Министерством высшего и среднего специального образования СССР, и предназначена в качестве учебного пособия для студентов приборостроительных специальностей авиационных втузов, обучающихся без отрыва от производства.

В книге изложены основные вопросы теории и расчета систем автоматической стабилизации пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов, а также приведены характеристики и описания некоторых автопилотов и их элементов.

Особое внимание уделено выбору рациональной схемы автопилота и определению ее основных параметров. В качестве основного метода исследования линейных систем принят метод, основанный на использовании логарифмических частотных характеристик.

Рассматривается влияние нелинейности характеристик элементов автопилота на работу системы автоматической стабилизации и освещаются вопросы расчета подобных нелинейных систем.

Приводятся рекомендации по материалам зарубежной печати по использованию принципов самонастройки и инвариантности при разработке автопилотов. Описаны основные возможности применения методов моделирования.

При изложении материала в книге принята следующая последовательность. В главах I—III описаны основные типы летательных аппаратов, приведена методика составления их уравнений движения и определения основных характеристик летательных аппаратов.

В главе IV рассмотрены основные, наиболее характерные элементы автопилотов.

Главы V—VII посвящены анализу поведения замкнутой системы летательный аппарат — автопилот в различных режимах ее работы: стабилизации поступательного движения летательного аппарата вместе с центром масс и стабилизации его вращательного движения вокруг центра масс.

В главе VIII рассмотрены нелинейные задачи автоматической стабилизации.

В главе IX дано описание некоторых, наиболее характерных автопилотов.

В главе X изложены вопросы выбора схем автопилотов, определения их основных параметров и подбора основных элементов. Приведены конкретные примеры расчета систем автоматической стабилизации.

Глава XI посвящена некоторым специальным вопросам: применению методов моделирования, использованию принципов самонастройки и инвариантности.

Авторы считают своим долгом выразить глубокую благодарность сотрудникам кафедры Московского авиационного института, руководимой академиком Б. Н. Петровым, и коллективу кафедры Казанского авиационного института, руководимой В. В. Максимовым, замечания которых были учтены авторами при подготовке рукописи к печати.

ГЛАВА I

ОСНОВНЫЕ ТИПЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И НАЗНАЧЕНИЕ ИХ АВТОПИЛОТОВ

§ 1. ЗАДАЧИ СТАБИЛИЗАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В результате непрерывного развития авиационной техники созданы самые разнообразные по конструктивному исполнению средства воздушного транспорта — от простейших воздушных шаров до современных реактивных самолетов и управляемых ракет. Наибольшее распространение получили самолеты, вертолеты и ракеты, которые в дальнейшем и будем называть летательными аппаратами.

Несмотря на многообразие конструктивных схем, основное назначение летательных аппаратов сводится к осуществлению полета по требуемой траектории. При этом следует иметь в виду, что непрерывное удержание центра тяжести летательного аппарата на намеченной траектории еще недостаточно для осуществления полета по заданному маршруту. Для этого, кроме того, необходимо сохранение вполне определенного положения летательного аппарата по отношению к заданной траектории в каждой ее точке.

Выполнение указанных условий осложняется тем, что движение летательного аппарата сопровождается неизбежными его отклонениями от заданной траектории и необходимого положения в пространстве. Возникновение таких отклонений обусловливается неоднородностью окружающей среды (различием температуры и плотности в отдельных ее слоях, воздушными течениями и порывами ветра), изменениями положения центра тяжести летательного аппарата и т. п.

Для осуществления заданного полета необходимо иметь точные данные о характере изменения во времени режима полета как в отношении перемещения центра тяжести, так и в отношении поворота летательного аппарата в пространстве и в процессе полета устранять все те отклонения от намеченного режима, которые возникают в результате внешнего воздействия.

Установление и применение законов изменения режимов полета во время движения является п р о ц е с с о м у п р а в л е н и я л е т а т е л ь н ы м и а п п а р а т а м и. Сохранение же их определенного положения по отношению к заданной траектории является п р о-

цессом стабилизации летательных аппаратов. Отметим, что указанные процессы, протекающие одновременно, не всегда могут быть четко разграничены. Так, например, при ручном управлении это единый процесс, выполняемый с помощью одних и тех же методов и средств. При автоматизации систем управления каждый из этих процессов осуществляется различными методами.

Для решения задач стабилизации летательных аппаратов необходимо:

1) выяснение причин отклонения летательных аппаратов от заданного режима полета;

2) изучение способов устранения этих отклонений, т. е. способов стабилизации летательных аппаратов;

3) исследование возможностей автоматизации процессов стабилизации;

4) выбор наиболее рациональных схем стабилизирующих устройств;

5) определение основных конструктивных параметров систем автоматической стабилизации.

§ 2. НЕКОТОРЫЕ СВЕДЕНИЯ ОБ УПРАВЛЕНИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ

При движении летательного аппарата в воздухе на него действуют силы собственного веса, силы тяги, развиваемые двигателями, и аэродинамические силы* (рис. 1.1). Сила веса $\bar{G}$, представляющая собой равнодействующую сил веса всех частей летательного аппарата, приложена к его центру тяжести O_c и направлена вертикально вниз. Сила $\bar{P}$ тяги двигателей приложена к точке летательного аппарата, положение которой определяется размещением двигателей. Аэродинамические силы приводятся обычно к суммарной силе $\bar{R}$, направление и точка приложения которой определяются режимом обтекания летательного аппарата воздушным потоком.

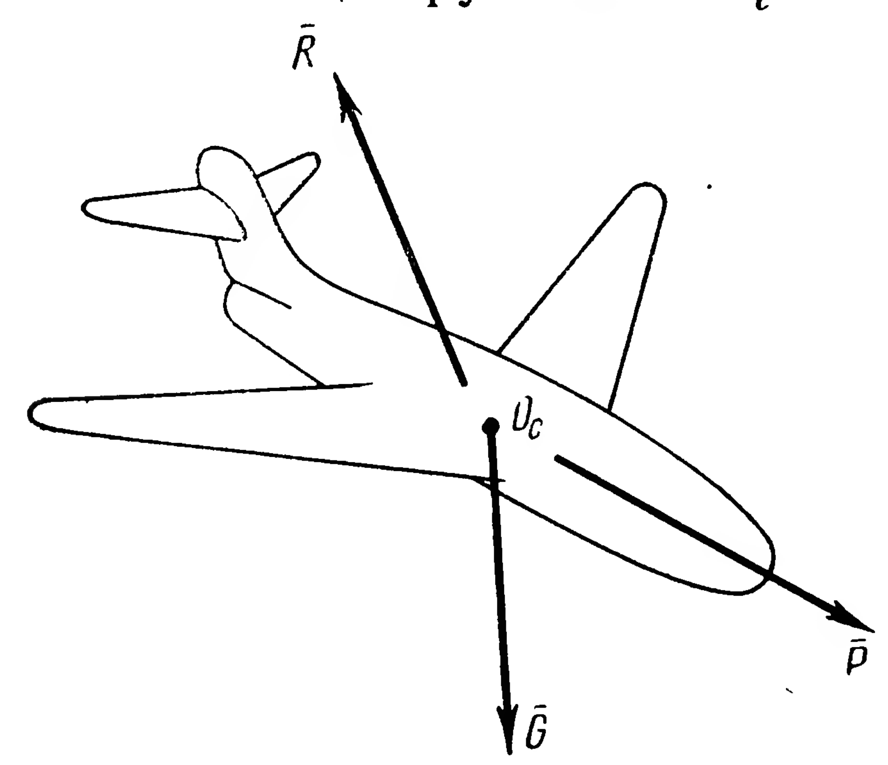


Рис. 1.1. Силы, действующие на летательный аппарат

В тех случаях, когда силы $\bar{G}$, $\bar{P}$ и $\bar{R}$ и моменты, создаваемые ими относительно центра тяжести O_c летательного аппарата, взаимно уравновешиваются,

* Остославский И. В. Аэродинамика самолета. Оборонгиз, 1957, стр. 25—26.

движение аппарата является установившимся и прямолинейным. При нарушении равновесия указанных сил и моментов возникает вращение летательного аппарата в пространстве и как следствие этого — искривление заданной траектории.

Чтобы устранить возникающие отклонения от заданного режима полета или изменить режим полета, нужно произвести изменения как самих сил $\bar{P}$ и $\bar{R}$, так и создаваемых ими моментов. Это требование обеспечивается изменением режима работы двигателей и поворотом рулей управления относительно корпуса летательного аппарата.

Необходимые перемещения рулей управления осуществляются с помощью специальных устройств. Имеющаяся система ручного управления самолетом при всей своей простоте обладает существенными недостатками. Для обнаружения порождаемых внешними возмущениями отклонений летательного аппарата от заданного режима полета летчику приходится вести непрерывное наблюдение как за видимыми ориентирами, так и за показаниями приборов. Для устранения непрерывно возникающих отклонений летательного аппарата, т. е. удержания его в заданном режиме полета, летчику приходится непрерывно воздействовать на органы управления, затрачивая значительное количество энергии, что приводит к утомляемости пилота и в результате к снижению точности выдерживания заданного режима полета. Вот почему с появлением первых самолетов почти одновременно возникло стремление к автоматизации управления полетом.

Изучая вопрос о замене ручного управления на автоматическое, следует иметь в виду, что независимо от способа управления для стабилизации летательного аппарата необходимо решение следующих основных, тесно связанных между собой задач:

1. Обнаружение и измерение отклонения летательного аппарата от заданного режима полета.

2. Определение, в соответствии с измеренными отклонениями, необходимых по направлению и величине перемещений органов управления.

3. Приложение усилий, требуемых для перестановки в определенные положения соответствующих рычагов управления.

4. Установление такого соответствия между отклонениями органов управления и положением летательного аппарата, которое позволяло бы избегать его колебаний относительно заданного режима.

Все перечисленные здесь задачи при ручном управлении осуществляются летчиком в едином неразрывном процессе. При автоматическом же управлении летательным аппаратом для этого требуются специальные приборы, счетно-решающие устройства и силовые механизмы. Таким образом, автомат, предназначенный для управления летательным аппаратом и его стабилизации в пространстве, который называется обычно автопилотом, представляет собой систему автоматического регулирования, сохраняющую заданный режим полета без вмешательства летчика.

§ 3. КРАТКИЙ ИСТОРИЧЕСКИЙ ОБЗОР РАЗВИТИЯ СХЕМ АВТОПИЛОТОВ

Решение проблемы автоматической стабилизации летательного аппарата осуществлялось в течение более полувека в самых разнообразных направлениях. В 1898 г. известным русским ученым К. Э. Циолковским была предложена* первая в мире схема автопилота для цельнометаллического дирижабля большой грузоподъемности. По его идее, автопилот, или, как его называл Циолковский, «автоматический регулятор горизонтального руля», предназначался для стабилизации продольной оси дирижабля в горизонтальной плоскости.

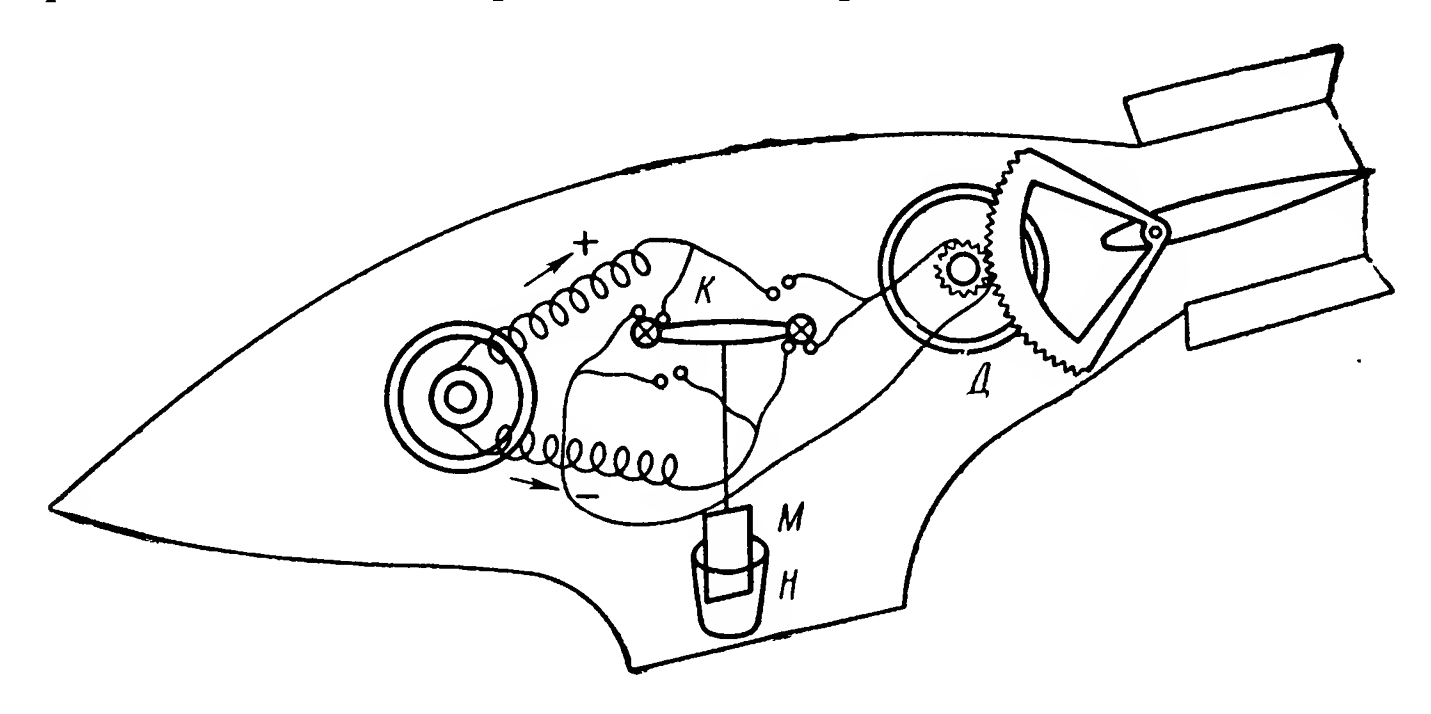


Рис. 1.2. Схема автопилота Циолковского

В качестве измерительного органа, фиксирующего угол продольного крена дирижабля, или, как его называл К. Э. Циолковский, «летательного корабля», предлагалось использовать физический маятник (рис. 1.2), снабженный специальным коромыслом *К*, выполненным из изоляционного материала и несущим на обоих концах своих плеч металлические шарики. Для демпфирования собственных колебаний маятника его тело предлагалось погрузить в сосуд *Н*, наполненный водой. Предполагалось, что при отклонении дирижабля от горизонтального направления полета маятник *М*, сохраняя свое положение совмещенным с направлением отвеса, произведет замыкание своими концевыми шариками двух противоположных пар контактов. Тем самым к якорю электрического двигателя *Д* будет подключен ток, вследствие чего произойдет вращение двигателя *Д* и поворот руля глубины, связанного с двигателем шестеренчатой передачей, относительно корпуса дирижабля. Направление этого поворота выбиралось таким образом, чтобы возникающие аэродинамические силы вызывали возвращение дирижабля в прежнее, горизонтальное положение.

Позднее были созданы разнообразные варианты автопилотов, в которых использовались самые различные как по своей природе, так

* Циолковский К. Э. Простое учение о воздушном корабле и его построении. «Общедоступный техник», 1898, № 10 и 11.

и по конструктивному осуществлению измерительные органы, силовые механизмы и счетно-решающие устройства.

В 1912 г. автопилоты были классифицированы профессором Н. Е. Жуковским, который разделил их на три основные группы: маятниковые, флюгерные и гироскопические. Схема автопилота К. Э. Циолковского по этой классификации относится к группе маятниковых автопилотов.

Сущность устройства флюгерного автопилота заключается в следующем. Ручка управления *РУ* летательного аппарата (рис. 13) связывается системой рычагов с рулем высоты и с флюгером *Ф*, который, вращаясь вокруг оси *О*, может изменять свое положение по отношению к корпусу аппарата. Пользуясь таким устройством, лет-

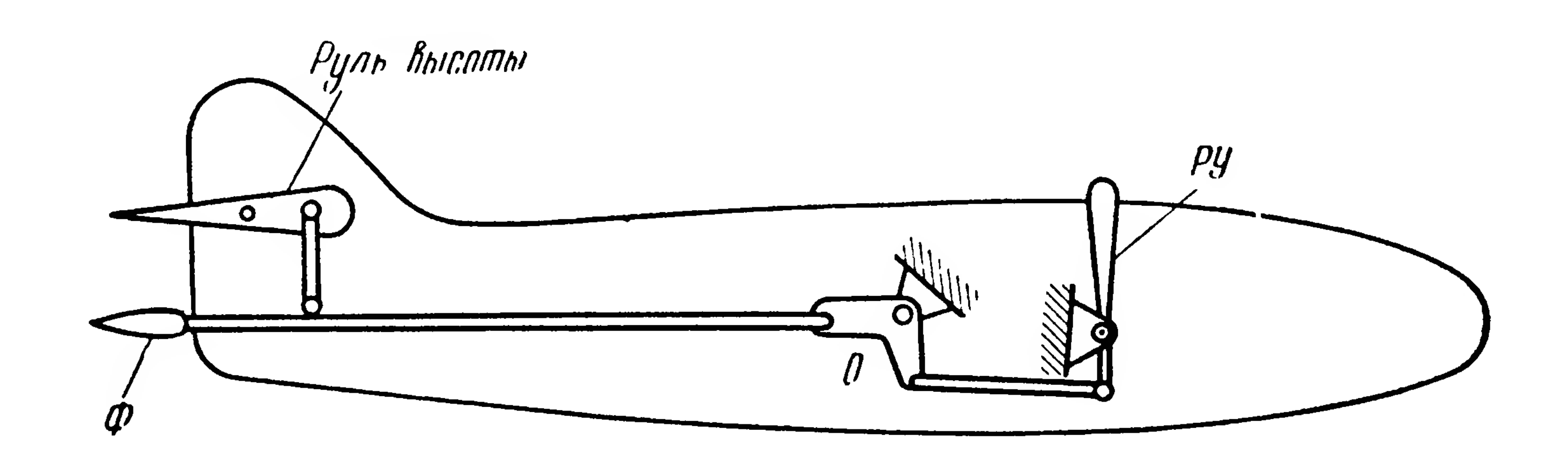


Рис. 1.3. Схема флюгерного автопилота

чик после вывода летательного аппарата на горизонтальный полет может оставить ручку управления свободной. Если при этом продольная ось летательного аппарата выйдет из горизонтальной плоскости, то флюгер *Ф*, оставаясь в потоке неизменным и, следовательно, горизонтальным, стремится изменить свое положение, а тем самым и положение связанного с ним руля глубины относительно корпуса аппарата. В результате этого возникнут аэродинамические силы, под воздействием которых летательный аппарат возвратится вновь в горизонтальное положение.

Примером гироскопического автопилота является автомат курса самолета (рис. 1. 4). Установленный на самолете гироскоп направления *Г*, сохраняющий неизменным в пространстве положение своей главной оси *АА*, позволяет измерять отклонение продольной оси самолета от заданного направления полета. Если главная ось *АА* гироскопа будет совмещена с заданным направлением полета (рис. 1. 4, *а*), то при отклонении самолета от выбранного курса (рис. 1. 4, *б*), гироскоп зафиксирует угол отклонения α и тем самым подаст команду в автомат о необходимости возврата самолета на прежнее курсовое направление.

1 Заказ 272

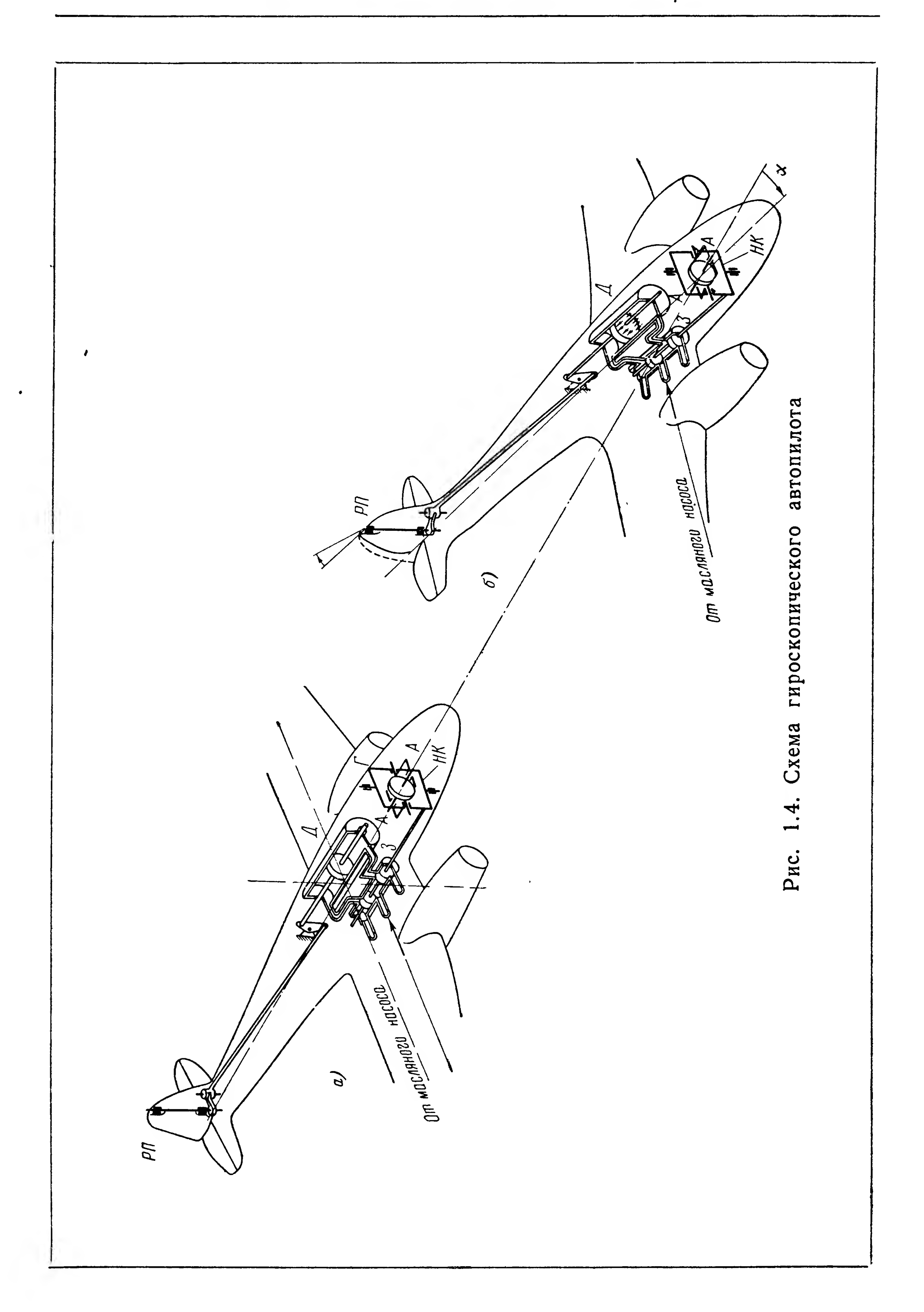


Рис. 1.4. Схема гироскопического автопилота

Для осуществления передачи таких команд на силовые механизмы автомата курса наружное кольцо *НК* подвеса гироскопа *Г* связано с поршнем золотника *З* системой рычагов таким образом, чтобы при полете по данному курсу поршень золотника *З* удерживался гироскопом *Г* в среднем, нейтральном положении. При соблюдении этого условия во время полета по заданному направлению, когда продольная ось самолета совпадает с направлением главной оси *АА* гироскопа, оба трубопровода, соединяющие масляный насос с полостями гидравлического поршневого двигателя *Д*, полностью перекрыты, в связи с чем его поршень и связанный с ним руль поворота *РП* остаются неподвижными. Причем положение руля поворота *РП* в этом случае симметрично по отношению к корпусу самолета.

При отклонении самолета от заданного направления полета (рис. 1. 4, *б*) гироскоп *Г*, сохраняя неизменным в пространстве положение своей главной оси *АА*, вызовет перемещение поршня золотника из нейтрального положения. Тем самым будет открыт доступ в один из трубопроводов, по которому нагнетаемое насосом масло начнет поступать в соответствующую полость гидравлического двигателя *Д*. Происходящее в результате этого перемещение поршня двигателя *Д* и связанного с ним руля поворота *РП* обусловит появление аэродинамических сил, под воздействием которых самолет и будет возвращаться в первоначальное положение.

Рассмотренная схема является частным примером возможности автоматического управления летательными аппаратами и представляет собой лишь одно из звеньев системы автопилота. Такое звено не обеспечивает согласованного поворота руля управления с движением летательного аппарата по мере его возвращения к заданному режиму полета. Кроме того, с помощью описанной системы автоматического устройства производится лишь курсовая стабилизация летательного аппарата, тогда как полное решение этой задачи требует стабилизации аппарата относительно всех трех осей: курсовой, поперечной и продольной.

Многолетний опыт изготовления и испытания автопилотов показал, что наиболее полно отвечают предъявляемым требованиям гироскопические автопилоты, измерительные органы которых в наименьшей мере подвержены влиянию внешних возмущений и поэтому обеспечивают наиболее точную стабилизацию летательного аппарата в полете.

Современные автопилоты освобождают летчика от необходимости непрерывного контроля за положением летательного аппарата в воздухе и приложения значительных физических усилий к органам управления.

Кроме того, современные автоматические устройства уменьшают по сравнению с ручным управлением отклонения летательного аппарата от заданного режима полета, повышая этим точность процесса стабилизации, и могут полностью заменить человека.

§ 4. ПОНЯТИЕ О СИСТЕМЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ — АВТОПИЛОТ

Рассматривая процесс стабилизации летательного аппарата с помощью автопилота, нетрудно убедиться в тесной взаимосвязи между работой автопилота и движением летательного аппарата. При отклонении летательного аппарата под влиянием внешних возмущений от заданного положения в пространстве автопилот производит требуемый поворот рулей управления. Происходящее в результате этого изменение положения аппарата в пространстве вызывает соответствующую реакцию автопилота и изменение режима полета. В процессе восстановления заданного режима полета летательный аппарат и автопилот ведут себя как единая динамическая система.

Таким образом, изучая вопросы автоматической стабилизации, необходимо летательный аппарат и установленный на нем автопилот рассматривать как единую систему, состоящую из двух неразрывно связанных между собой частей, которую принято называть системой летательный аппарат — автопилот.

При анализе движения этой системы необходимо иметь в виду, что зависимость положения рулей управления от отклонения летательного аппарата по отношению к заданному режиму полета определяется динамическими характеристиками автопилота. Зависимость же движения летательного аппарата от положения рулей управления определяется его собственными динамическими свойствами. Поэтому исследование указанных автоматических устройств следует производить, учитывая характеристики летательного аппарата и рассматривая движение связанной системы летательный аппарат—автопилот.

§ 5. ТИПЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Под летательным аппаратом принято понимать аппарат тяжелее воздуха, снабженный двигателем и способный совершать полет за счет динамической подъемной силы, создаваемой с помощью этого двигателя.

В отдельных случаях двигатель может отсутствовать и движение летательного аппарата осуществляется за счет запаса начальной энергии (например, у планирующего аппарата). Летательные аппараты могут быть классифицированы по различным признакам: назначению, типу и расположению двигателей, конструкции фюзеляжа и несущих поверхностей и т. п.

В настоящем курсе классифицировать летательные аппараты будем по тем признакам, которыми определяется применение автопилота.

В соответствии с этим рассмотрим следующие типы летательных аппаратов:

1. Самолеты.
2. Управляемые снаряды.

3. Вертолеты.

Первую группу летательных аппаратов, объединяющую самолеты, разнообразные по своему выполнению и назначению, можно разделить на две подгруппы:

а) средние и тяжелые самолеты, основным режимом движения которых является прямолинейный горизонтальный полет, сопровождаемый взлетом и посадкой (например, транспортные и пассажирские, а также тяжелые военные самолеты);

б) легкие высокоманевренные самолеты, полет которых происходит с большой скоростью в условиях значительных и быстрых изменений высоты и траектории полета (например, военные самолеты типа истребителей).

К управляемым снарядам относятся различные беспилотные летательные аппараты*, которые можно подразделить по назначению на две

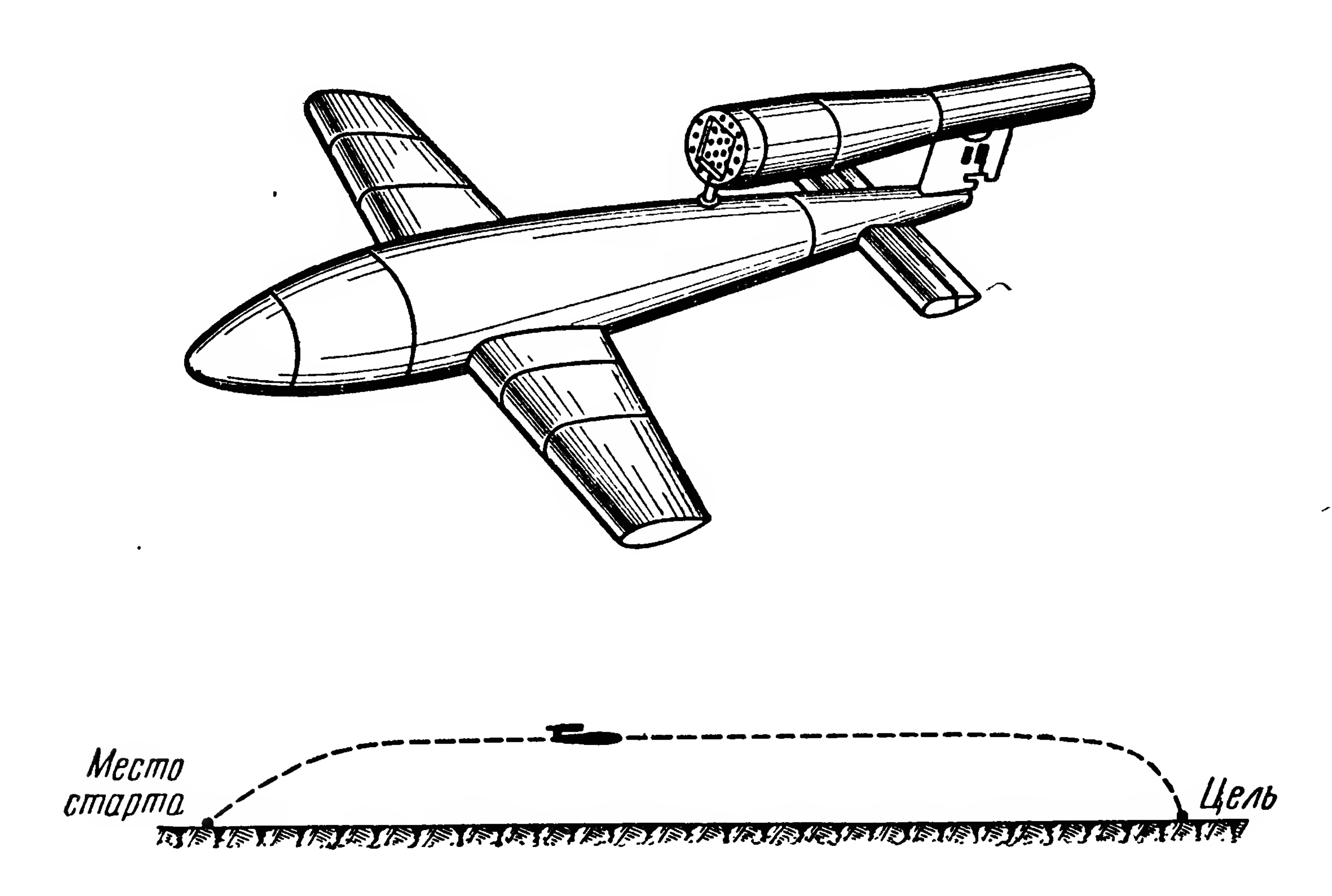


Рис. 1.5. Управляемый снаряд V-1 и траектория его полета

категории: 1) для действия по неподвижным и малоподвижным целям и 2) для действия по быстродвижущимся целям.

Управляемые снаряды, предназначенные для действия по неподвижным и малоподвижным целям. Характерной особенностью их является движение со скоростью, значительно превышающей скорость цели по заранее заданной или малоизменяемой программе полета. Обычно к таким аппаратам не предъявляются требования высокой управляемости. Летательные аппараты данной категории можно подраз-

* Марисов В. И., Кучеров М. К. Управляемые снаряды. Воениздат, 1959; Локк А. С. Управление снарядами. ГИТТЛ, 1957.

делить на самолеты-снаряды, авиационные торпеды и бомбы, баллистические снаряды и снаряды специального назначения.

Самолеты-снаряды по своей схеме и режиму полета наиболее близки к самолету. Стартующие с неподвижного или подвижного основания (корабль, самолет-носитель), они должны достигнуть определенной цели. Это в данном случае достигается либо автономным управлением, либо использованием систем телеуправления и самонаведения*. Часто используются и комбинированные системы управле-

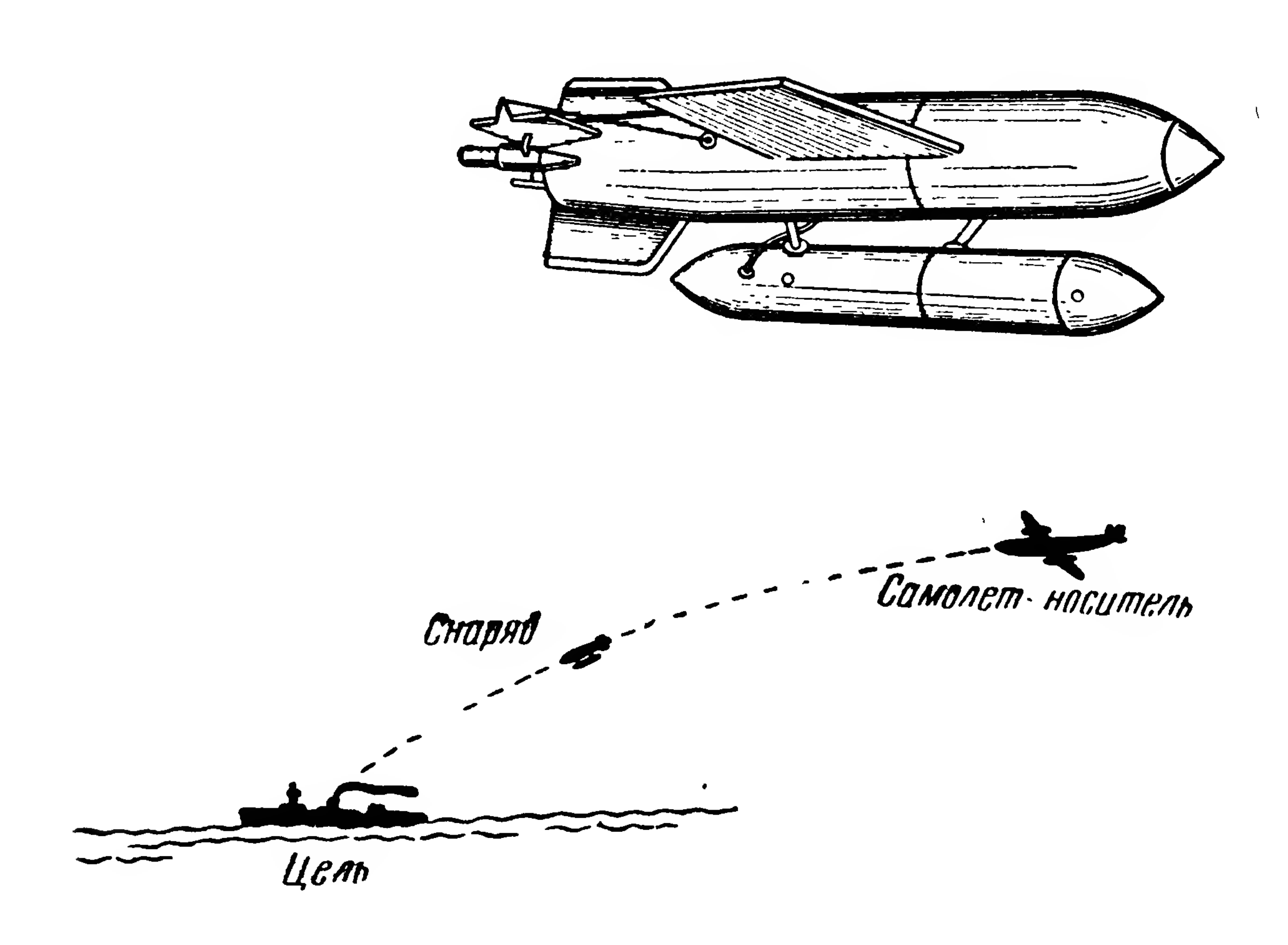


Рис. 1.6. Планирующая торпеда HS-293 и траектория ее полета

ния. Примерами подобных аппаратов могут служить немецкий самолет-снаряд V-1 (рис. 1. 5), предназначающийся для действия по неподвижным целям, и снаряд Хеншель-293 (рис. 1.6), служащий для поражения морских целей.

Баллистические снаряды на большей части своей траектории движутся как свободно брошенное тело в соответствии с законами баллистики. Управляемым обычно является лишь начальный, сравнительно незначительный участок траектории. При этом траектория и режим полета, как правило, определены и заданы заранее. Это обусловливает возможность применения системы автономного управления, иногда корректируемой в целях повышения точности средствами телеуправления; например, баллистические ракеты: немецкая V-2 (рис. 1. 7) и американская «Атлас» (рис. 1. 8).

---

* Гуткин Л. С. Принципы радиоуправления беспилотными объектами. Изд-во «Советское радио», М., 1959; Локк А. С. Управление снарядами. ГИТТЛ, 1957.

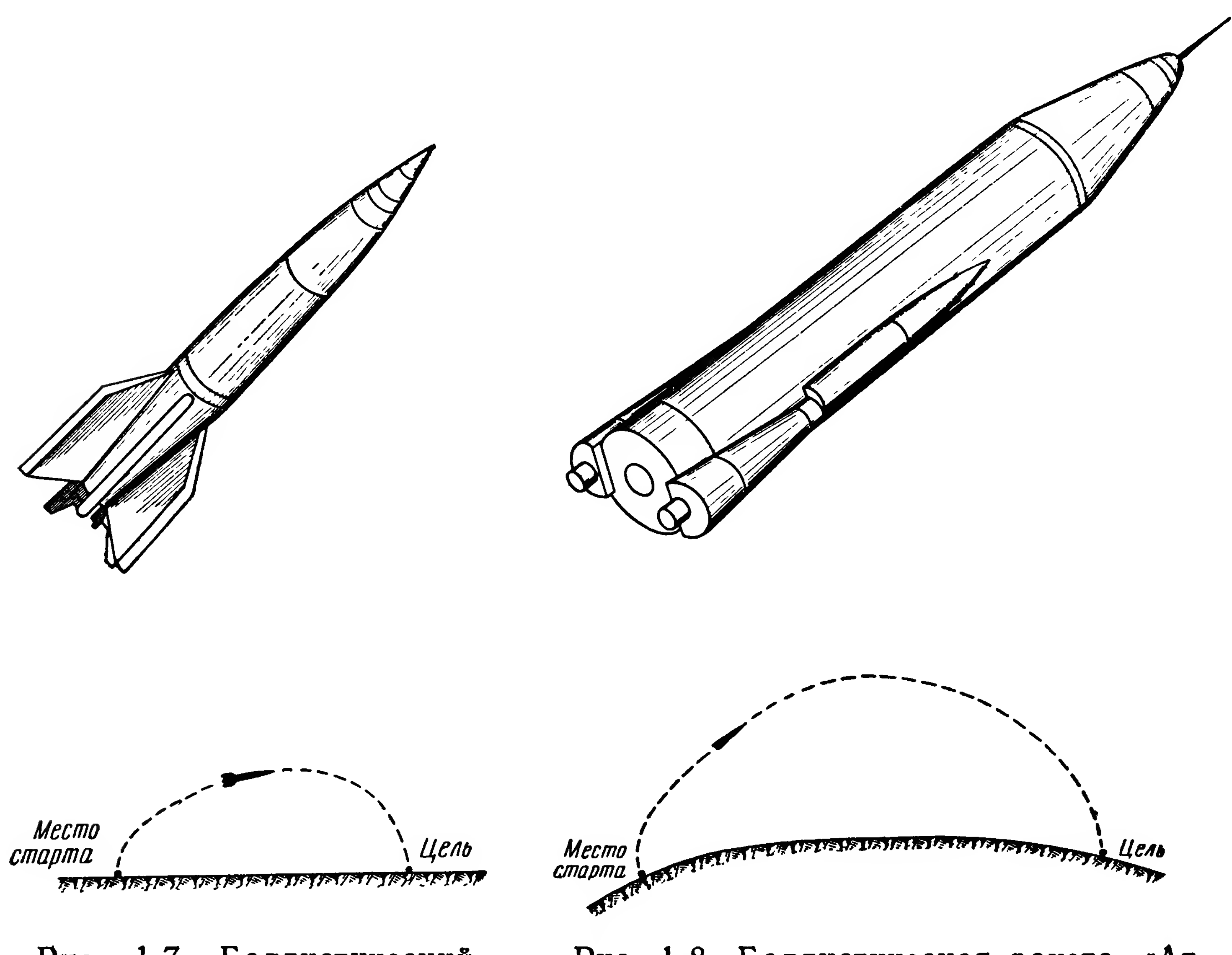
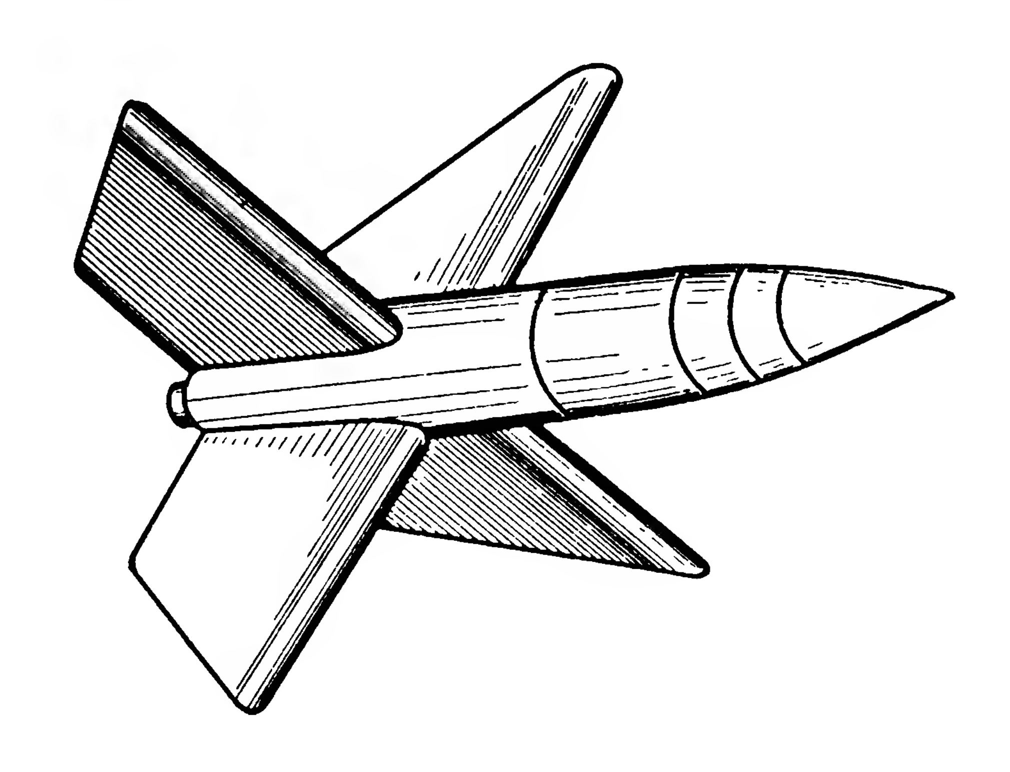


Рис. 1.7. Баллистический снаряд V-2 и траектория его полета

Рис. 1.8. Баллистическая ракета «Атлас» и траектория ее полета



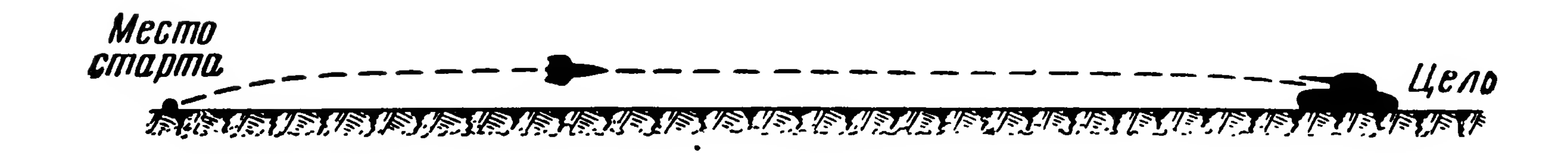


Рис. 1.9. Противотанковый управляемый снаряд «Кобра-IV»

Управляемые снаряды специального назначения, такие, как противотанковые управляемые снаряды, отличаются малыми скоростью и дальностью полета. Управление полетом облегчается тем, что и снаряд и цель, как правило, находятся в пределах прямой видимости. На рис. 1. 9 показан швейцарский противотанковый управляемый снаряд «Кобра-IV», который управляется по проводам.

Управляемые снаряды, предназначенные для действия по быстродвижущимся целям, основным режимом имеют неустановившийся полет, происходящий со

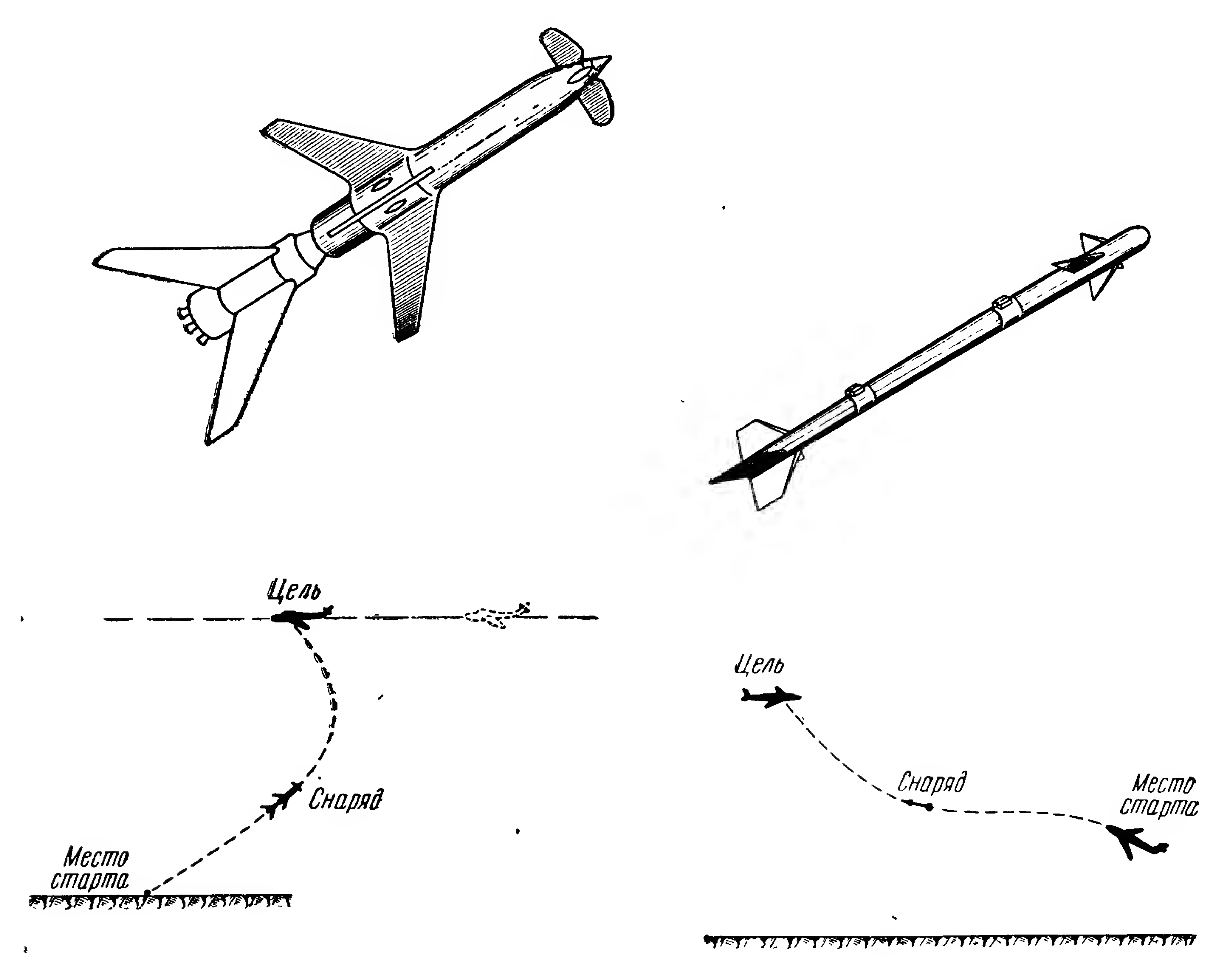


Рис. 1. 10. Зенитный управляемый снаряд «Рейнтохтер» и траектория его полета

Рис. 1.11. Авиационный управляемый снаряд «Сайдвиндер» и траектория его полета

значительной скоростью по траектории, вид которой может быстро и в значительной степени изменяться с течением времени. Основное предъявляемое к ним требование — высокая маневренность и хорошая управляемость. Главным средством управления является телеуправление или самонаведение с комбинированием указанных средств во всех возможных вариантах. Таким летательным аппаратом, например, является немецкий зенитный снаряд «Рейнтохтер» (рис. 1.10), запус-

каемый из неподвижной точки земной поверхности и предназначенный для поражения быстродвижущихся воздушных целей. Управление снарядами на отдельных участках траектории осуществляется обычно путем последовательного использования автономной системы, средств телеуправления и систем самонаведения.

Характерным примером является также авиационный управляемый снаряд «Сайдвиндер» (рис. 1. 11), предназначенный для вооружения самолетов-истребителей.

Вертолеты относятся к третьему типу летательных аппаратов, наиболее существенно отличающемуся от самолетов. Специфические особенности динамики полета вертолета позволяют считать основными предъявляемыми к нему требованиями отсутствие колебаний вокруг центра тяжести, сохранение прямолинейности полета и неизменного курса, а также режим «висения» над неподвижной точкой земной поверхности.

Разнообразие требований, предъявляемых к летательным аппаратам, и особенности их использования накладывают отпечаток на решения задачи автоматизации полета того или иного типа летательного аппарата. Учет этих особенностей позволяет выбрать целесообразную схему автопилота, произвести его расчет и разработать конструкцию.

§ 6. НАЗНАЧЕНИЕ АВТОПИЛОТОВ И РЕШАЕМЫЕ ИМИ ЗАДАЧИ

Назначение каждого автопилота определяется областью его применения, назначением и особенностями того летательного аппарата, на котором он устанавливается. Если автопилот предназначен для использования на пилотируемом летательном аппарате, то его основное назначение состоит в разгрузке летчика от излишних затрат энергии, повышении точности пилотирования аппарата и безопасности полета. Применение автопилота на беспилотном летательном аппарате дает возможность практического использования данного аппарата.

К автопилотам разнообразных типов предъявляются следующие основные требования:

1. Автопилот должен при любых условиях обеспечивать устойчивость заданного невозмущенного движения летательного аппарата. Эта устойчивость не должна зависеть от режима полета и факта собственной устойчивости самого летательного аппарата. Если же летательный аппарат устойчив, автопилот должен обеспечивать определенную степень устойчивости.

2. При необходимости автопилот должен предоставлять возможность изменять режим и траекторию полета, т. е. осуществлять определенную управляемость летательного аппарата.

3. В условиях непрерывно действующих при полете возмущений автопилот должен обеспечивать необходимую динамическую точность выдерживания заданного режима.

4. В отдельных случаях автопилот должен осуществлять решение некоторых специальных задач, например, осуществлять автоматические взлет и посадку, поддерживать неизменной высоту и скорость полета, производить автоматическое выполнение некоторых простейших эволюций (разворот без скольжения и др.), автоматически ограничивать возникающие при маневрировании перегрузки и т. п.

5. Автопилот должен сохранять работоспособность в заданных диапазонах температур, высот и влажности, иметь возможно меньшие вес, габариты, допускать легкую установку и регулировку системы, кроме того, работа его не должна нарушаться при значительных перегрузках и вибрациях.

Характер и уровень предъявляемых требований к автопилотам определяются типом летательного аппарата, особенностями его схемы, конструкции и использования.

Рассмотрим возможности использования автопилота в целях стабилизации и управления. При этом отметим, что требования повышения устойчивости и обеспечения управляемости летательного аппарата являются в динамическом отношении противоречивыми. Обеспечение устойчивости состоит в устранении всех возможных нарушений заданного режима полета, в то время как управляемость предполагает обратное — возможность гибкого и быстрого изменения указанных режимов. Это противоречие находит свое отражение при выборе схемы автопилота, при определении значений его основных параметров, а также определяет структуру совместного использования летательного аппарата с автопилотом. Чтобы пояснить это, рассмотрим следующие характерные случаи возможного использования одного из каналов автопилота на летательном аппарате:

1) сохранение определенного, неизменного режима полета;

2) изменение режима полета по некоторой, заранее заданной программе;

3) управление летательным аппаратом в зависимости от изменения условий и кинематических характеристик его движения.

В первом случае автопилот используется исключительно для стабилизации.

В приведенной схеме (рис. 1. 12, *а*) возмущающие воздействия $f(t)$, вызывая нарушения заданного режима, приводят к отклонениям кинематических параметров летательного аппарата от их заданных установившихся значений, определяемых предварительной настройкой y автопилота. Специальный элемент сравнения Э. С., условно выделенный на приведенной схеме из автопилота, сравнивает текущие возмущенные значения измеряемых параметров с заданными значениями и осуществляет надлежащее включение автопилота. В данном случае схема представляет собой типичную замкнутую систему автоматического регулирования, в которой летательный аппарат является объектом регулирования, а автопилот — регулятором. Характерной особенностью рассматриваемой системы является постоянство пред-

варительной настройки y на данном режиме в течение всего времени полета. Такая схема характерна для автономных систем.

Особенность второго случая (рис. 1. 12, *б*) состоит в том, что управляющее воздействие y является уже не постоянной величиной, а некоторой определенной, заранее заданной функцией $y(t)$ времени. Здесь автопилот используется для решения обеих основных задач — управления и стабилизации.

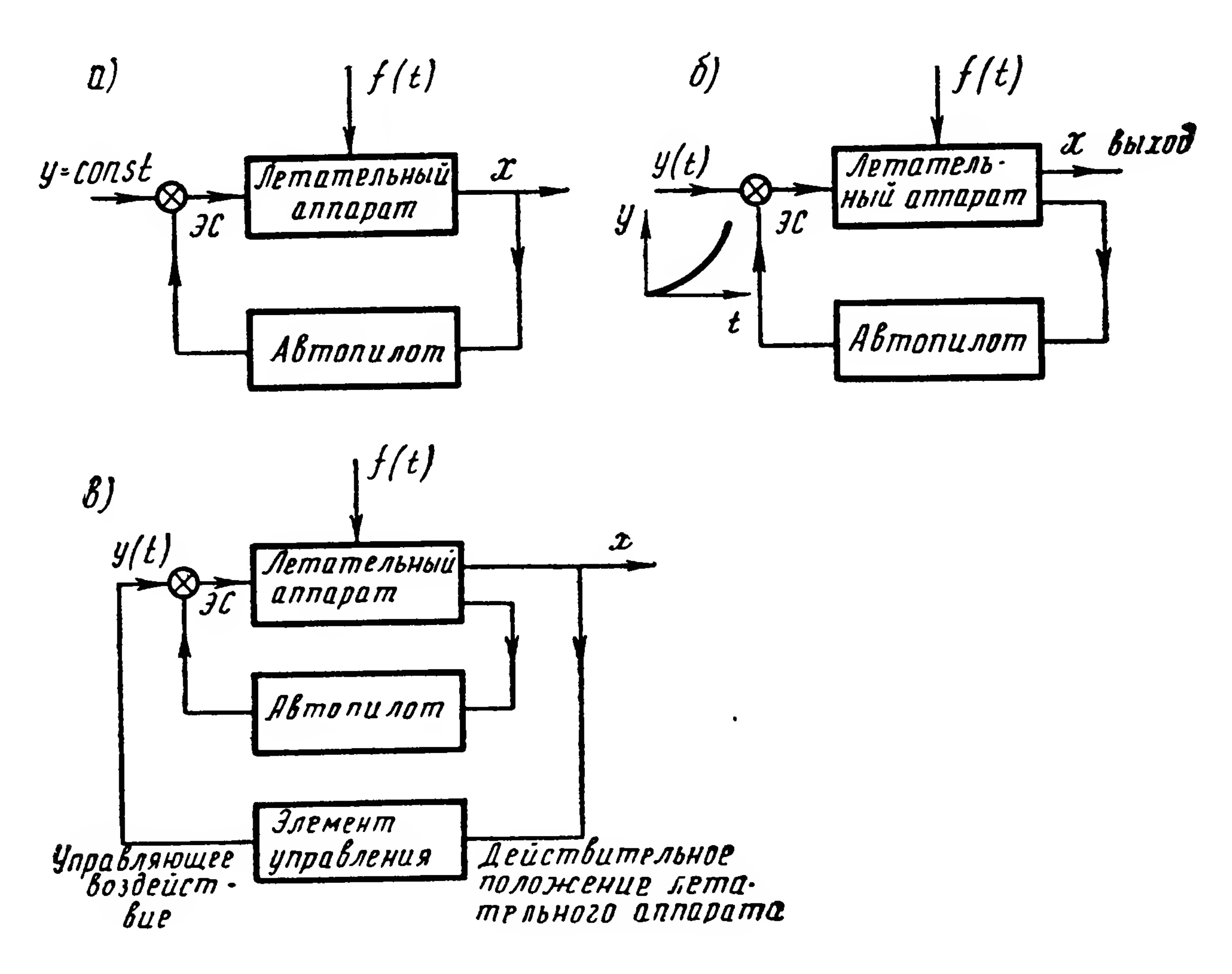


Рис. 1.12. Контуры стабилизации и управления:
а — в режиме стабилизации; *б* — в режиме программного управления и стабилизации; *в* — в режиме управления и стабилизации

Автопилот в системе должен обеспечивать качественное воспроизведение летательным аппаратом управляющего воздействия $y(t)$ и компенсировать влияние на него возмущающих воздействий $f(t)$.

Рассматриваемый вариант использования автопилота является примером работы следящей системы с задающим воздействием $y(t)$, возмущающим $f(t)$ и выходными переменными параметрами движения летательного аппарата (курс, высота, скорость и т. д.).

Третий случай (рис. 1. 12, *в*) отличается от предыдущего тем, что управляющее воздействие $y(t)$ является не заранее заданной функцией времени, а непрерывно вырабатывается специальным элементом управления в зависимости от текущих значений параметров движения летательного аппарата и изменения условий решения поставленной задачи. Назначение элемента управления состоит в получении информации о степени соответствия между действительным и требуемым режимами полета летательного аппарата и в выработке на основании

этой информации надлежащего управляющего воздействия. В качестве указанного элемента управления, вырабатывающего необходимый управляющий сигнал $y(t)$, может выступать летчик (при пилотировании самолета) или система полуавтоматического или автоматического наведения. В связи с этим схема усложняется и к ней добавляется еще один замкнутый контур, называемый контуром управления.

Таким образом, в рассматриваемой системе можно выделить два замкнутых контура: контур стабилизации, включающий летательный аппарат с автопилотом, и контур управления. В данном случае наличие контура стабилизации не является принципиально необходимым. Нужный режим полета летательного аппарата может быть осуществлен с помощью одного лишь контура управления, так как он может регистрировать и устранять нежелательные отклонения режима от заданного. Однако и здесь применение автопилота оказывается целесообразным, так как это приводит к повышению устойчивости летательного аппарата с сохранением достаточно хорошей управляемости. При этом к автопилоту не предъявляется требований поддержания заданного режима полета.

Следовательно, в последнем случае процесс стабилизации, как и весь процесс движения летательного аппарата, тесно связан с работой контура управления. Поэтому динамические свойства летательного аппарата с автопилотом должны рассматриваться как свойства двухконтурной замкнутой системы. Но ввиду того, что главная цель настоящего курса состоит в изучении процесса стабилизации летательного аппарата, мы будем выделять из указанной замкнутой системы контур стабилизации, рассматривая его как систему автоматического регулирования (рис. 1. 12, *б*) с управляющим воздействием $y(t)$, выходными переменными — параметрами движения аппарата и внешними возмущениями $f(t)$. При этом будем считать, что возможные характеристики воздействия $y(t)$ уже определены при рассмотрении всего контура управления.

Таким образом, будем рассматривать движение летательного аппарата с автопилотом с точки зрения качества стабилизации заданного режима полета, определяемого характером управляющего воздействия $y(t)$ при наличии неизбежных возмущений, а автопилот — как динамическую систему, предназначенную для улучшения устойчивости и управляемости летательного аппарата.

§ 7. ОСОБЕННОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ АВТОПИЛОТОВ НА РАЗЛИЧНЫХ ТИПАХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Как уже указывалось, назначение автопилота, предъявляемые к нему требования, его структура и конструкция определяются главным образом типом и особенностями летательного аппарата.

Автопилот, устанавливаемый на тяжелом или среднем самолете, в качестве основной задачи решает задачу стабилизации заданного

режима полета. Это объясняется тем, что основным режимом движения летательного аппарата данного типа является установившийся режим прямолинейного (обычно горизонтального) полета с малоизменяющейся скоростью. Иногда автопилот может быть использован для автоматического выполнения некоторых простейших эволюций (например, набора высоты, разворота и т. п.). В этих условиях необходима стабилизация самолета относительно его центра масс. Кроме того, в некоторых случаях с помощью автопилота должна обеспечиваться возможность стабилизации самого центра масс самолета относительно заданной траектории (например, сохранение неизменной высоты полета).

Обычно автопилот используется для стабилизации летательного аппарата относительно трех его координатных осей (стабилизация курса, тангажа и крена). При этом каналы стабилизации могут быть динамически связанными или независимыми друг от друга.

Необходимо отметить, что автопилоты иногда применяются для стабилизации лишь одного курсового движения самолета — это так называемые автоматы курса. Возможность такого ограничения функций автопилота объясняется тем, что самолет иногда обладает достаточной собственной устойчивостью продольного движения и движения крена, в то время как по отношению к курсовому движению он оказывается нейтральным.

Помимо перечисленных основных задач, автопилот может быть использован для осуществления посадки, стабилизации аппаратуры (фотоаппарата, прицела и т. п.) и решения других специальных задач. Точность работы автопилота при использовании его на самолете может быть сравнительно невысокой, так как движение самолета корректируется экипажем, а иногда бортовыми или наземными навигационными средствами.

Иные требования предъявляются к автопилоту легкого, высокоманевренного самолета. Здесь, помимо стабилизации, автопилот должен обеспечивать необходимую управляемость самолета. Поэтому в данном случае, кроме контура стабилизации, имеется и контур управления (рис. 1. 12, *в*), причем задачи контура управления выполняет сам летчик. Если по каким-либо причинам процесс управления прерывается (например, члены экипажа временно переключаются на решение других задач), автопилот продолжает осуществлять задачу стабилизации принятого режима полета.

Значительные скорости полета и требования высокой маневренности приводят к необходимости одновременной стабилизации такого самолета относительно трех его осей. Это же обусловливает использование автопилота и для решения некоторых дополнительных задач, например автоматического ограничения перегрузок при маневрах самолета.

Рассматривая вопросы применения автопилотов на самолетах-снарядах, нужно различать случаи автономного и неавтономного управ-

ления. В первом случае траектория полета самолета-снаряда включает взлет с программным набором высоты, участок прямолинейного горизонтального полета до района цели и спуск. На первом участке автопилот стабилизирует режим полета, определяемый заданной программой. Структура системы стабилизации соответствует схеме, приведенной на рис. 1.12, *б*. На втором автопилот решает обычную задачу стабилизации установившегося режима (рис. 1. 12, *а*). При этом может осуществляться стабилизация высоты и скорости полета. В связи с тем, что летательные аппараты подобного типа используются обычно для действия по неподвижным и малоподвижным целям, к автопилоту не предъявляется требований осуществления высокой маневренности. Требования, предъявляемые к точности стабилизации, очень высоки, так как возникающие ошибки в автономной системе не могут быть компенсированы.

При неавтономном управлении задачи, решаемые автопилотом, и предъявляемые к нему требования принципиально остаются прежними. Однако требования к точности стабилизации могут быть несколько снижены за счет введения корректирующих сигналов управления. На последнем участке траектории возможен переход на режим самонаведения, что может потребовать автоматического изменения параметров автопилота.

Особенности аэродинамики и использования управляемых авиабомб приводят к различию задач стабилизации и применяемых с этой целью устройств для различных каналов.

Кроме того, эти особенности позволяют избежать необходимости автоматической стабилизации летательного аппарата относительно его поперечных осей. В этих направлениях движение снаряда определяется сигналами, подаваемыми элементом управления непосредственно на исполнительные элементы органов управления. Этот случай является характерным примером для структуры системы (рис. 1.12, *в*), в которой отсутствует внутренний контур стабилизации.

Следовательно, единственным движением, требующим автоматической стабилизации, является вращение летательного аппарата вокруг его продольной оси. Стабилизация этого движения вызвана необходимостью согласования систем координат пункта, из которого производится управление снарядом и самого снаряда. Точность стабилизации может быть сравнительно невысокой. Структура системы стабилизации крена при этом соответствует схеме, приведенной на рис. 1. 12, *а*.

В баллистических снарядах управление и стабилизация движения производятся лишь на некотором начальном участке траектории, время движения по которому незначительно. В связи с тем, что точность стабилизации на данном участке полностью определяет все последующее движение снаряда, указанная точность должна быть очень высока. Обычно стабилизация движений курса и крена осуществляется в соответствии со схемой, структура которой приведена на

рис. 1. 12, *а*. Управление же продольным движением происходит по программе в соответствии со схемой, показанной на рис. 1. 12, *б*.

Если требования к точности стабилизации заданного режима на активном участке траектории очень высоки, то появляется необходимость в коррекции траектории движения снаряда (например, устранение бокового сноса центра тяжести снаряда). Последний случай соответствует схеме, изображенной на рис. 1. 12, *в*.

При использовании управляемых снарядов, предназначенных для стрельбы по быстродвижущимся целям, основное назначение автопилота состоит в обеспечении высокой управляемости летательного аппарата при достаточной его устойчивости. При этом высокие требования к управляемости определяют структуру и параметры автопилота. Очень часто траектория полета имеет автономный участок, необходимый для вывода снаряда в зону станции наведения, участок телеуправления и участок самонаведения в конце траектории. Такая смена режимов управления может потребовать и смены параметров и даже структуры автопилота. Таким образом, на первом участке стабилизация и управление осуществляются по схеме рис. 1. 12, *а* или 1. 12, *б*, а на втором и третьем — по схеме рис. 1. 12, *в*.

Специфика использования беспилотных летательных аппаратов требует малых габаритов и веса автопилотов, простоты их схемы и конструкции, возможности длительного хранения, доступности на объекте и простоты проверки. В качестве особой проблемы должна рассматриваться также проблема надежности.

Автопилот на вертолете используется главным образом для обеспечения устойчивости заданного режима полета. Как известно, основными особенностями вертолетной схемы являются недостаточность демпфирования собственных колебаний вертолета вокруг его центра тяжести и нейтральность вертолета по курсу. Поэтому назначение автопилота состоит прежде всего в повышении демпфирования (при всех режимах полета) и автоматическом сохранении курса при его прямолинейном движении.

В связи с тем, что маневренность вертолета невелика (по сравнению, например, с управляемыми снарядами), основным режимом работы автопилота является режим стабилизации, соответствующий схеме, приведенной на рис. 1. 12, *а*.

Контрольные вопросы

1. Назовите основные типы летательных аппаратов, а также особенности их траекторий и режимов полета.
2. Какие общие требования предъявляются к автопилотам?
3. Укажите характерные случаи использования автопилотов на летательных аппаратах. Изобразите структурные схемы, соответствующие этим случаям.

4. Каково назначение контура управления и контура стабилизации?

5. Какие основные задачи решают автопилоты, установленные на самолетах?

6. Назовите особенности применения автопилотов на управляемых снарядах различных типов.

7. Каково назначение автопилота на вертолете?

ЛИТЕРАТУРА

Боднер В. А. и Козлов М. С. Стабилизация летательных аппаратов и автопилоты. Гл. I. Оборонгиз, 1961.

Феодосьев В. И., Синярев Г. Б. Введение в ракетную технику. Гл. II. Оборонгиз, 1961.

Марисов В. И., Кучеров И. К. Управляемые снаряды. Гл. I. Воениздат, 1959.

Крысенко Г. Д. Управление реактивными снарядами. Введение. Воениздат, 1960.

Гуткин Л. С. Принципы радиоуправления беспилотными объектами. Гл. I. Изд-во «Советское радио», 1959.

Локк А. С. Управление снарядами. Гл. I. ГИТТЛ, 1957.

ГЛАВА II
НЕОБХОДИМЫЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ АЭРОДИНАМИКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

§ 1. ОСНОВНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СХЕМЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Как уже упоминалось, летательные аппараты можно классифицировать по назначению, типу и расположению двигателей, конструкции фюзеляжа и несущих поверхностей и т. п. Рассмотрим следующие признаки, по которым определяют динамические особенности летательного аппарата:

а) тип, количество и расположение относительно фюзеляжа несущих поверхностей (крыльев);

б) тип и расположение двигателей;

в) тип, количество и расположение органов управления, позволяющих изменять режим полета летательного аппарата.

По совокупности этих признаков определяют аэродинамическую схему данного летательного аппарата.

Несмотря на различие аэродинамических схем, для некоторых летательных аппаратов их динамические характеристики оказываются качественно одинаковыми и отличаются лишь в количественном отношении. Поэтому в дальнейшем при изучении динамики полета различных летательных аппаратов можно исходить из некоторой общей аэродинамической схемы.

В качестве такой схемы примем схему, обладающую следующими признаками:

а) две основные несущие поверхности (крылья) расположены в передней части фюзеляжа;

б) управляющие и стабилизирующие поверхности расположены сзади крыльев и центра тяжести летательного аппарата;

в) схема симметрична относительно продольной плоскости летательного аппарата, причем расположение двигателя несущественно.

По этой схеме выполняются самолеты обычного назначения, а также некоторые типы управляемых снарядов (см. рис. 1.5 и 1.6). Такую схему условимся называть нормальной самолетной схемой. К ней могут быть отнесены также летательные аппараты с высоким, средним и низким расположением крыла, с обычным и Х-образным оперением и

многие другие. Схема, имеющая осевую симметрию, является частным случаем нормальной схемы и обладает более простыми по сравнению с ней динамическими характеристиками. В этом случае симметричность обтекания летательного аппарата в установившемся полете приводит к идентичности и независимости собственных движений летательного аппарата относительно координатных осей, перпендикулярных упомянутой оси симметрии. Подобная схема приведена на рис. 1.9.

Рассмотрим следующие схемы, отличающиеся по своим динамическим характеристикам от нормальной самолетной аэродинамической схемы или являющиеся ее частными случаями:

1) схема с передним расположением управляющих поверхностей (схема типа «утка»);

2) бескрылая схема;

3) вертолетная схема.

Переднее расположение управляющих поверхностей нарушает условия обтекания несущих поверхностей, расположенных сзади, ухудшает собственную устойчивость летательного аппарата при закрепленных рулях, но одновременно улучшает его управляемость. По такой схеме выполнены, например, летательные аппараты, показанные на рис. 1.10 и 1.11.

В варианте бескрылой схемы несущие поверхности отсутствуют, а управляющие, имея незначительные размеры, обеспечивают управление или стабилизацию на некотором участке траектории. В этом случае аэродинамические силы не определяют движение летательного аппарата, а лишь сопутствуют ему. Основными действующими силами являются силы тяжести и тяги двигателей. Движение подобных летательных аппаратов определяется законами баллистики, а не аэродинамики. Такие схемы используются при разработке баллистических снарядов различного назначения.

Вертолет, в отличие от предыдущих схем, представляет собой летательный аппарат, у которого необходимая для полета сила создается с помощью одного или нескольких несущих винтов, приводимых во вращение специальными двигателями. Во время подъема вертолета лопасти его винтов вращаются строго в горизонтальной плоскости, поэтому сила тяги направлена вертикально вверх. При горизонтальном полете направление силы тяги несущих винтов изменяется по отношению к вертикали на некоторый угол. Возникающая при этом горизонтальная составляющая силы тяги обеспечивает движение вертолета в горизонтальном направлении.

Последний тип рассматриваемых схем авиационных устройств наиболее существенно отличается от предыдущих способом создания аэродинамической подъемной силы. В результате этого требуется самостоятельное составление уравнений движения, а не использование уравнений движения летательного аппарата обычной аэродинамической схемы.

§ 2. КООРДИНАТЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ ПОЛОЖЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ПРОСТРАНСТВЕ

Положение летательного аппарата в воздухе может быть определено по отношению к различным системам координат: неподвижной в пространстве; связанной с земными ориентирами; связанной с траекторией полета летательного аппарата, целью и т. п. Целесообразность выбора той или иной системы координат при решении каждой конкретной задачи определяется теми вопросами, которые нужно выяснить при исследовании динамики полета летательного аппарата.

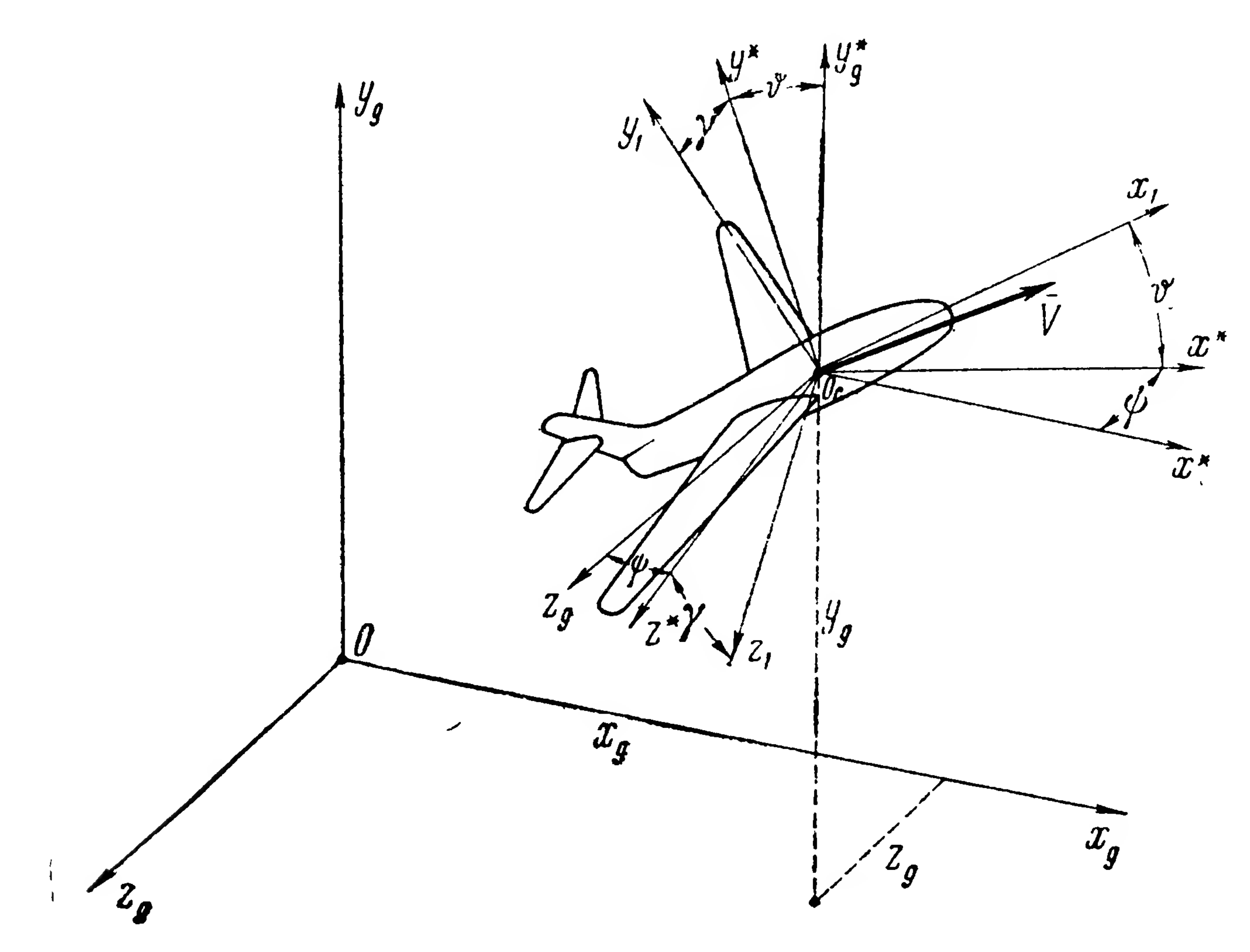


Рис. 2.1. Определение положения летательного аппарата в пространстве

При изучении движения летательного аппарата в воздухе в качестве координатной системы, по отношению к которой производится определение положения последнего, наиболее целесообразно выбирать систему координат, связанную с земными ориентирами. Совместим начало O такой системы координат $Ox_gy_gz_g$ (рис. 2.1) с какой-либо точкой земной поверхности, например точкой вылета, направив ось Oy_g по вертикали вверх. При этом условии оси Ox_g и Oz_g будут совмещены с плоскостью горизонта, причем их направление может быть выбрано произвольно. В частности, при рассмотрении навигационных задач ось Ox_g принято направлять по полуденной линии на север, а ось Oz_g — к востоку.

По отношению к выбранной системе координат $Ox_gy_gz_g$ положение летательного аппарата как свободного твердого тела определяется

шестью параметрами: тремя линейными координатами x_g, y_g и z_g, характеризующими положение какой-либо точки O_c летательного аппарата в системе координат $Ox_gy_gz_g$, и тремя угловыми координатами ψ, ϑ и γ, характеризующими направление осей координатной системы $O_cx_1y_1z_1$, неизменно связанной с летательным аппаратом, по отношению к осям системы $Ox_gy_gz_g$.

При решении задач динамики полета начало координатной системы $O_cx_1y_1z_1$ с целью упрощения уравнений движения летательного аппарата принято совмещать с центром тяжести последнего. Что касается

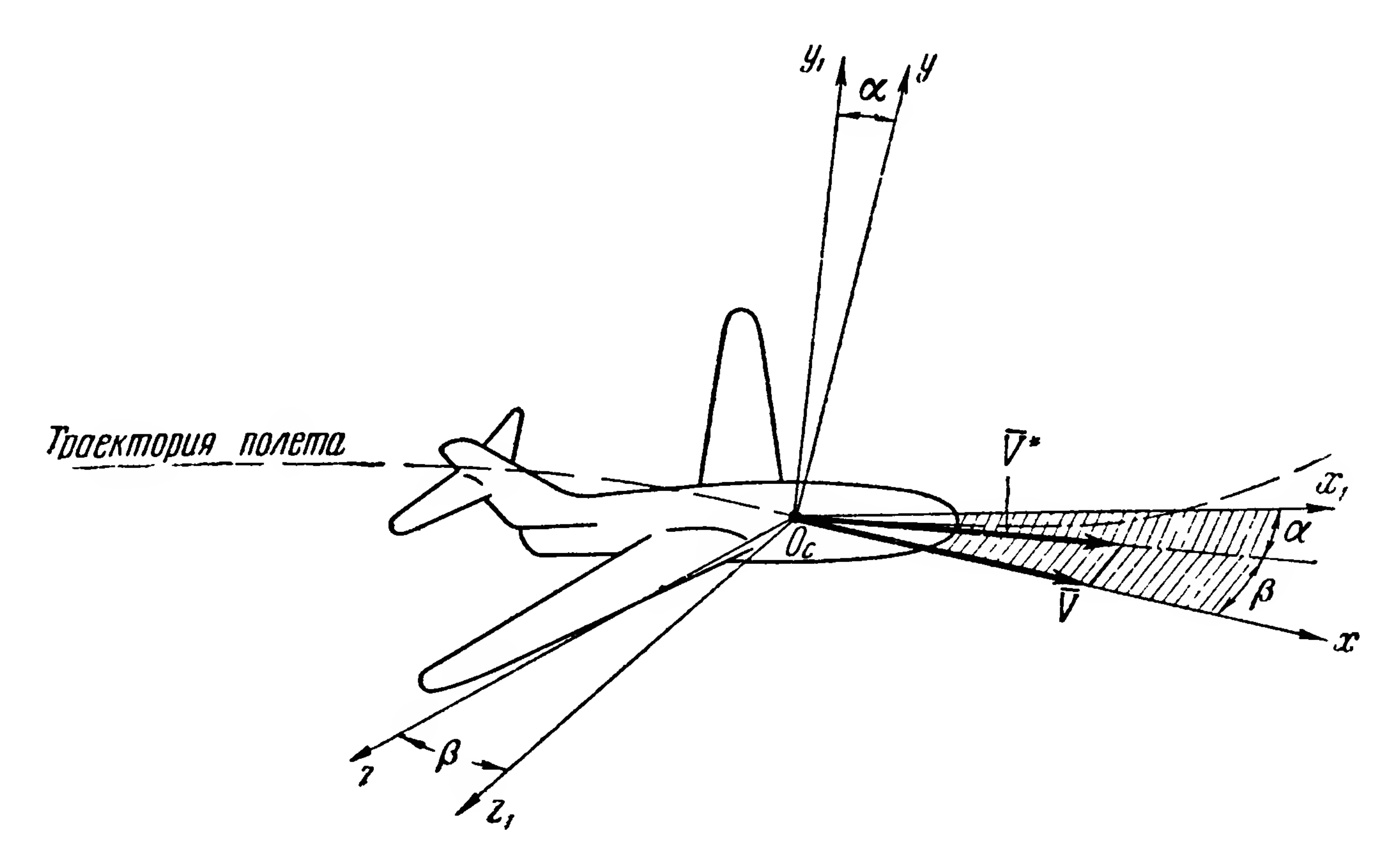


Рис. 2.2. Поточные (скоростные) и связанные оси координат

углов ψ, ϑ и γ, то их образование обусловливается любым произвольным поворотом летательного аппарата вокруг его центра тяжести как результатом трех его последовательных поворотов, происходящих в следующем порядке:

1) поворота летательного аппарата вокруг оси $O_cy_g{}^*$, параллельной оси Oy_g, на угол ψ;

2) поворот вокруг образовавшейся в результате предыдущего поворота оси O_cz^* на угол ϑ;

3) поворота вокруг оси O_cx_1 на угол γ.

При этом ψ — угол, образуемый проекцией O_cx^* продольной оси O_cx_1 летательного аппарата на горизонтальную плоскость $x_g{}^*O_cz_g{}^*$ с полуденной линией $O_cx_g{}^*$, называемый курсовым углом; ϑ— угол между продольной осью O_cx_1 летательного аппарата и плоскостью $x_g{}^*O_cz_g{}^*$ горизонта, носящий название угла тангажа; γ — угол поворота летательного аппарата вокруг его продольной оси O_cx_1, называемый углом крена.

Указанный метод выбора координат, определяющих положение летательного аппарата в воздухе, не является единственным. При исследовании многих вопросов динамики полета и в особенности при решении задач стабилизации удобно определять положение летатель-

ного аппарата относительно системы координат, связанной с его траекторией. Такая система координат $O_c xyz$, называемая скоростной или поточной (рис. 2.2), имеет начало в точке O_c и располагается следующим образом: ось $O_c x$ направлена по касательной к траектории летательного аппарата в сторону его движения; ось $O_c y$, называемая осью подъемной силы, расположена в плоскости $O_c x_1 y_1$ симметрии летательного аппарата перпендикулярно оси $O_c x$ и направлена вверх; ось $O_c z$— ось боковой силы — перпендикулярна плоскости $O_c xy$ и направлена так, чтобы система координат $O_c xyz$ была правой.

В случае выбора поточной системы координат $O_c xyz$ положение относительно последней летательного аппарата и неизменно с ним связанной системы $O_c x_1 y_1 z_1$ будет определяться углами α и β. Угол α, образованный проекцией V^* вектора скорости $\overline{V}$ на плоскость симметрии летательного аппарата и его продольной осью $O_c x_1$, называется углом атаки. Угол β, образованный вектором скорости $\overline{V}$ и плоскостью симметрии летательного аппарата, называется углом скольжения или углом сноса. Что касается линейных координат x_g, y_g и z_g, то в этом случае они определяют положение выбранной точки O_c летательного аппарата относительно системы координат $Ox_g y_g z_g$, принятой за неподвижную.

Указанные линейные координаты обычно не входят в динамические уравнения движения летательного аппарата и определяются из дополнительных кинематических соотношений после того, как проинтегрированы динамические уравнения. При решении задач стабилизации линейные координаты представляют меньший интерес, чем угловые координаты, так как последними определяются действующие на летательный аппарат силы.

В тех случаях, когда задачей управления летательным аппаратом является его наведение на какую-либо цель, неподвижную или чаще подвижную, целесообразно определять его положение в системе координат, связанной с целью. Один из возможных способов выбора системы координат представлен на рис. 2.3. В этом случае начало координат O_c выбирается в центре тяжести летательного аппарата. Одна из осей $O_c x_2$ направлена неизменно на цель, две другие $O_c y_2$ и $O_c z_2$ ей перпендикулярны и произвольно, но неизменным образом ориентированы в пространстве. При таких условиях положение летательного аппарата и связанной с ним системы координат $O_c x_1 y_1 z_1$ относительно системы $O_c x_2 y_2 z_2$ определяется тремя углами, два из которых определяют отклонение продольной оси $O_c x_1$ летательного аппарата от направления $O_c x_2$ на цель, а третий — угол поворота летательного аппарата вокруг его продольной оси $O_c x_1$.

В рассматриваемом случае взаимное расположение осей $O_c x_1$ и $O_c x_2$ может быть охарактеризовано различными путями:

а) углом φ — между указанными осями, называемым угловой ошибкой наведения или углом ошибки положения цели;

б) углом Ф — определяющим положение плоскости, в которой произошло отклонение от цели, называемым углом фазирования;

в) углами φ_y и φ_z — определяющими углы рассогласования направления оси O_cx_1 относительно O_cx_2 в координатных плоскостях $O_cx_1y_1$ и $O_cx_1z_1$ соответственно.

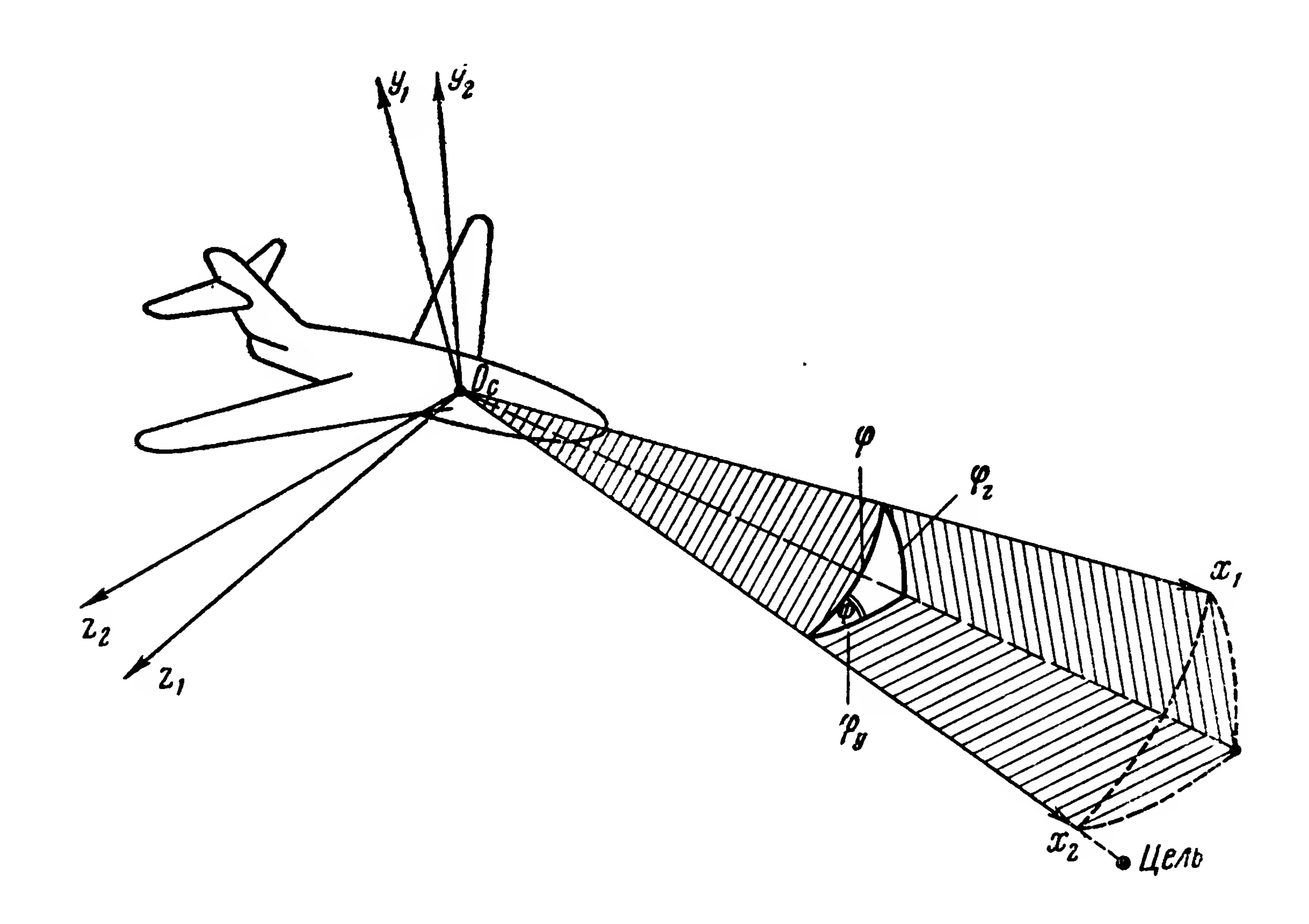


Рис. 2.3. Определение положения летательного аппарата относительно цели

Следовательно, углы φ_y и φ_z при незначительных отклонениях характеризуют повороты летательного аппарата вокруг его осей O_cy_2 и O_cz_2.

В качестве необходимой линейной координаты используется расстояние до цели.

В некоторых случаях возможно применение и иных систем координат, связанных, например, как с целью, так и с земными ориентирами.

Выбор того или иного способа ориентации летательного аппарата определяется, как отмечалось ранее, самой постановкой и возможной простотой решения каждой конкретной задачи. Для решения задач навигации и управления летательными аппаратами наиболее естественным и простым является отнесение летательного аппарата к неподвижной системе координат $Ox_gy_gz_g$. При исследовании вопросов устойчивости и стабилизации предпочтителен второй способ ориентации, при котором величины углов α и β непосредственно характеризуют откло-

нение летательного аппарата от заданной траектории полета, а в совокупности с третьим параметром — скоростью $\bar{V}$ — отклонение аппарата и от заданного режима полета в целом. Для наведения на цель и стабилизации применяется последний из рассмотренных способов.

§ 3. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ В ПОЛЕТЕ

Во время движения в воздухе летательный аппарат находится под воздействием сил различной физической природы. Среди этих сил принято различать силы веса отдельных частей летательного аппара-

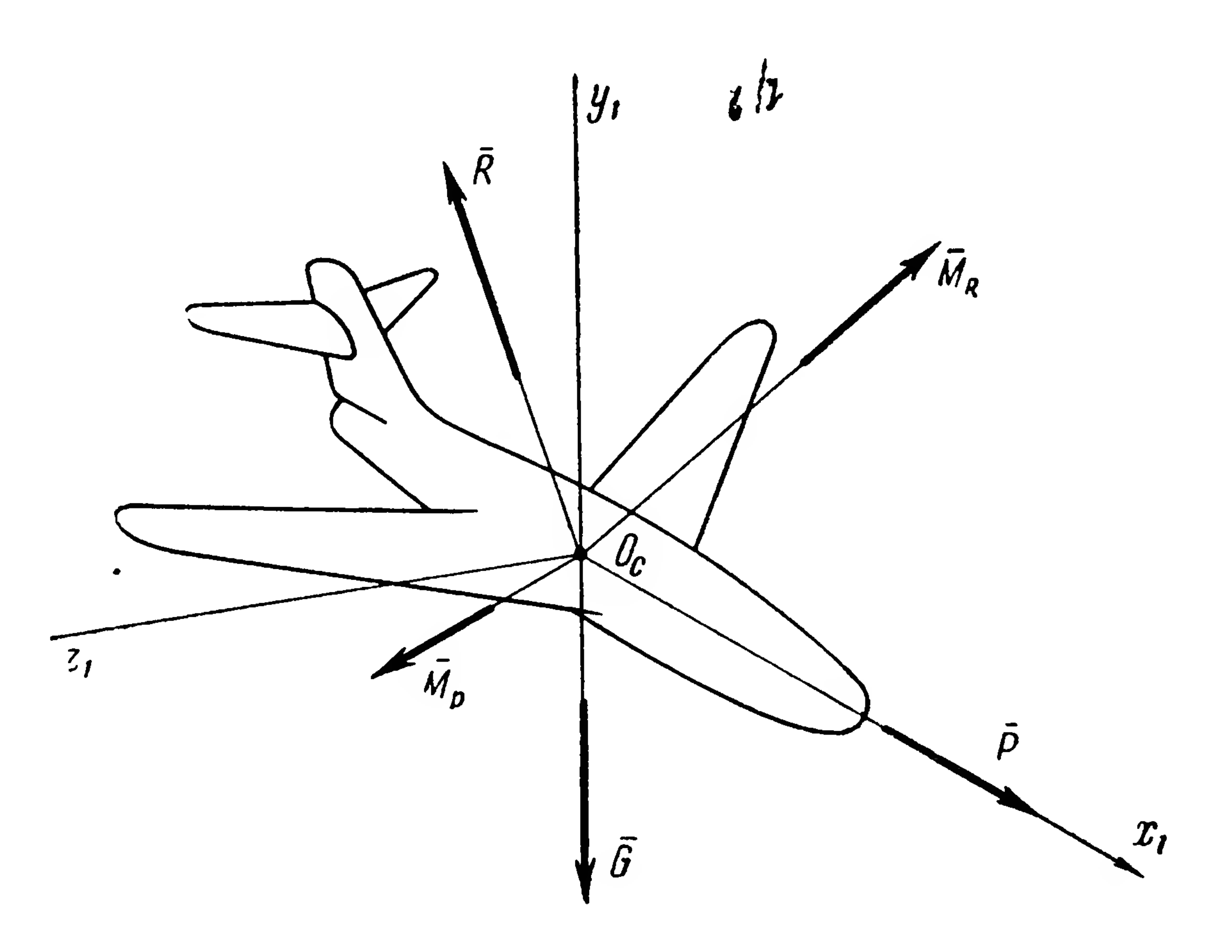


Рис. 2.4. Силы, действующие на летательный аппарат, и их моменты

та, аэродинамические силы взаимодействия его корпуса с набегающим воздушным потоком и силы тяги, развиваемые силовой установкой летательного аппарата.

Чтобы уточнить действие перечисленных сил на летательный аппарат, выберем какую-либо точку последнего, например, центр его тяжести O_c (рис. 2.4), и приведем к этой точке как к центру все силы, действующие на летательный аппарат. При этом силы веса отдельных частей летательного аппарата могут быть приведены к силе тяжести $\bar{G}$ всего летательного аппарата, приложенной в его центре тяжести и направленной вертикально вниз. Аэродинамические силы, в свою очередь, могут быть приведены к полной аэродинамической силе $\bar{R}$, приложенной в центре тяжести летательного аппарата, и к паре сил с главным моментом $\bar{M}_R$ аэродинамических сил относительно центра тяжести. То же самое относится и к силе тяги $\bar{P}$ и ее моменту $\bar{M}_P$.

Величина силы тяжести $\bar{G}$ зависит от географической широты места наблюдения и его высоты над уровнем моря. Однако колебания ве-

личины силы тяжести с изменением указанных параметров настолько малы, что при исследовании динамики полета, происходящего в определенном диапазоне географических широт и высот полета, ими практически можно пренебречь. Более заметными являются изменения силы тяжести, вызываемые выгоранием топлива, сбрасыванием ускорителей, что вызывает заметные изменения как величины силы тяжести, действующей на летательный аппарат, так и перемещения его центра тяжести по отношению к корпусу. Указанные явления обусловливают переменность массы летательного аппарата и его моментов инерции относительно связанных координатных осей. Все это принимается во внимание при составлении уравнений и исследовании с их помощью движения летательного аппарата.

Переходя к рассмотрению полной аэродинамической силы отметим, что ее величина и расположение по отношению к осям любой из приведенных систем координат могут быть самыми разнообразными.

Основными, дополняющими друг друга способами определения аэродинамических сил являются:

1) расчетный способ, основанный на изучении условий обтекания отдельных частей летательного аппарата и подсчете возникающих аэродинамических сил;

2) экспериментальный способ, связанный с продувками в аэродинамических трубах моделей или натурных макетов летательного аппарата. При этом независимо от принятого способа более удобным оказывается определение проекций сил на оси какой-либо системы координат.

Выбор системы координат диктуется удобством определения указанных проекций и возможностью использования последних при составлении уравнений движения летательного аппарата.

Наиболее часто в аэродинамике летательных аппаратов фигурируют проекции аэродинамической силы на оси связанной $Ox_1y_1z_1$ и скоростной $Oxyz$ систем координат. Первые, обозначаемые обычно через X_c, Y_c, Z_c, называются соответственно тангенциальной, нормальной и поперечной силами; вторые X, Y, Z — соответственно силой лобового сопротивления, подъемной и боковой силами.

Существующей практикой при определении этих сил установлена следующая общая форма записи выражений:

$$\left.\begin{aligned} X &= c_x \frac{\rho V^2}{2} S; \\ Y &= c_y \frac{\rho V^2}{2} S; \\ Z &= c_z \frac{\rho V^2}{2} S, \end{aligned}\right\} \qquad (2.1)$$

где $\frac{\rho V^2}{2}$ — величина скоростного напора;

S — характерная площадь летательного аппарата;

c_x, c_y, c_z— соответственно коэффициенты лобового сопротивления, подъемной и боковой сил.

Данные коэффициенты определяют зависимость соответствующих аэродинамических сил от схемы летательного аппарата, кинематических характеристик его движения, свойств среды и некоторых критериев подобия.

При составлении уравнений движения летательного аппарата для уравнений сил целесообразно проектирование сил на оси именно скоростной, а не связанной системы координат.

Если указанные аэродинамические силы вместе с другими силами определяют движение центра масс летательного аппарата, то при изучении вращения последнего вокруг центра необходимо еще и знание моментов этих сил относительно осей координатной системы, связанной с центром масс. Форма записи указанных моментов следующая:

$$\left.\begin{aligned} M_x &= m_x \frac{\rho V^2}{2} S l_x; \\ M_y &= m_y \frac{\rho V^2}{2} S l_y; \\ M_z &= m_z \frac{\rho V^2}{2} S l_z, \end{aligned}\right\} \qquad (2.2)$$

где l_x, l_y, l_z— характерные линейные размеры летательного аппарата;

m_x, m_y, m_z— соответствующие аэродинамические коэффициенты моментов, определяемые теми же факторами, что и упоминавшиеся коэффициенты c_x, c_y и c_z.

Отметим, что при определении моментов аэродинамических сил в соответствии с общепринятой методикой составления уравнений движения летательного аппарата предусматривается задание этих моментов относительно связанных с ними координатных осей.

Определение указанных коэффициентов для каждого конкретного типа летательного аппарата относится к области теоретической и экспериментальной аэродинамики и подробно освещается в соответствующих курсах*.

Результаты теоретических и экспериментальных исследований показывают, что величины аэродинамических коэффициентов оказываются зависящими главным образом от форм летательного аппарата, его углов атаки α и скольжения β, определяющих расположение летательного аппарата относительно вектора $\overline{V}$ воздушной скорости, чисел M и Re.

При исследовании динамики полета летательных аппаратов при-

* Остославский И. В. Аэродинамика самолета. Оборонгиз, 1957; Мартынов А. К. Экспериментальная аэродинамика. Оборонгиз, 1950.

нимается так называемая гипотеза стационарности, согласно которой аэродинамические силы и их моменты в любой момент времени полностью определяются значениями мгновенных скоростей всех частей летательного аппарата. Аэродинамические силы при этом можно рассматривать зависящими только от относительных скоростей отдельных частей летательного аппарата и воздушного потока в данный момент времени и не зависящими от его расположения по отношению к координатным осям, связанным с земными ориентирами, и от предыдущего режима движения летательного аппарата. Кроме того, в общем случае неустановившегося режима полета скорости отдельных частей летательного аппарата зависят не только от скорости $\bar{V}$ его центра тяжести O_c, но и от вращения аппарата вокруг этой точки. Поэтому аэродинамические силы и моменты этих сил зависят еще и от угловой скорости ω вращения летательного аппарата в пространстве. Таким образом, основными кинематическими параметрами, определяющими аэродинамические силы, являются: воздушная скорость $\bar{V}$ центра тяжести летательного аппарата, углы α и β, характеризующие расположение летательного аппарата относительно вектора $\bar{V}$, угловая скорость ω вращения аппарата в пространстве и числа M и Re. Отдельные аэродинамические коэффициенты принимаются зависящими лишь от некоторых из перечисленных кинематических параметров.

Поэтому принято считать, что характер зависимости основных аэродинамических коэффициентов от кинематических параметров движения может быть записан в следующем виде:

$$\left.\begin{aligned}
c_x &= c_x(\alpha,\ \beta,\ M,\ H);\\
c_y &= c_y(\alpha,\ M,\ H);\\
c_z &= c_z(\beta,\ M,\ H);\\
m_x &= m_x(\beta,\ \omega_x,\ \omega_y,\ M,\ H);\\
m_y &= m_y(\beta,\ \dot{\beta},\ \omega_x,\ \omega_y,\ M,\ H);\\
m_z &= m_z(\alpha,\ \dot{\alpha},\ \omega_z,\ M,\ H),
\end{aligned}\right\} \tag{2.3}$$

где ω_x, ω_y, ω_z — угловые скорости вращения летательного аппарата относительно соответствующих осей связанной координатной системы O_cxyz;

$M = \frac{V}{a}$ — число Маха;

a — скорость звука;

H — высота полета.

Зависимости (2.3) соответствуют тому случаю, когда аэродинамические рули отсутствуют или закреплены неподвижно относительно корпуса летательного аппарата. Если же рули не закреплены, аэродинамические коэффициенты зависят еще и от углов отклонения таких рулей.

При этом необходимо иметь в виду, что для каждого конкретного типа летательного аппарата перечисленные коэффициенты зависят от его геометрических характеристик.

В отдельных случаях специальных схем летательных аппаратов структура формул (2.3) может быть изменена и упрощена.

Перечисленные зависимости сводятся обычно в графики и таблицы, которыми пользуются при практическом определении аэродинамических сил.

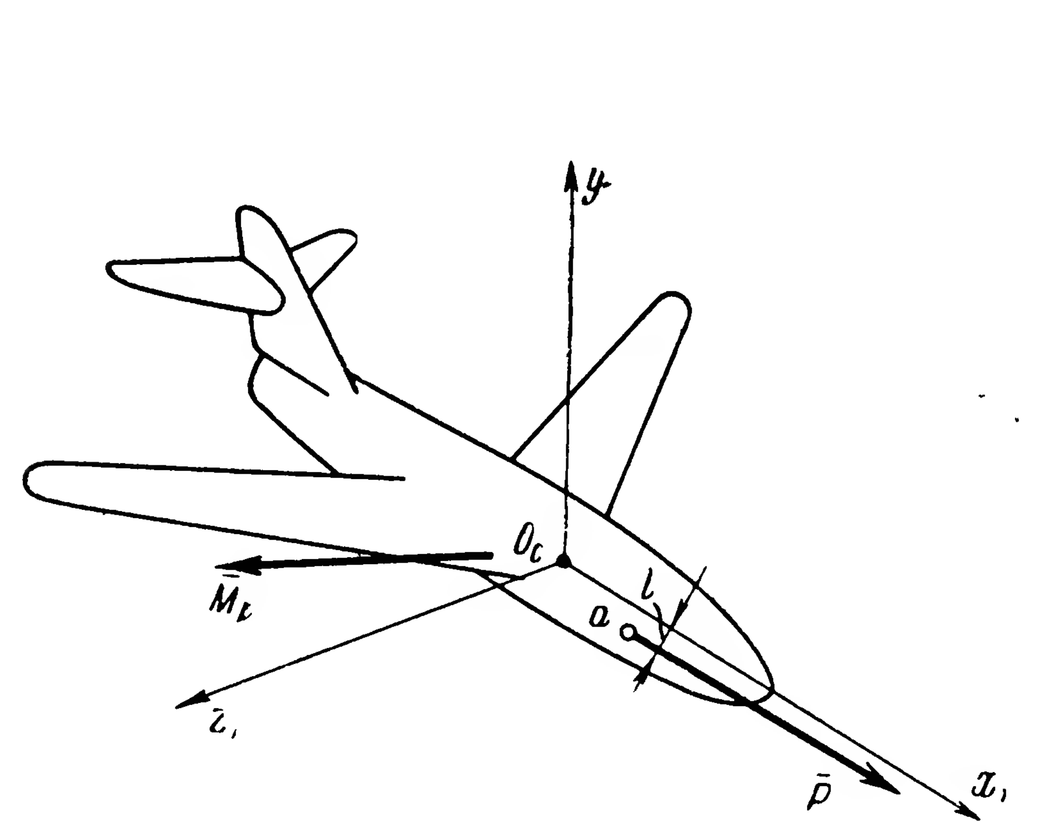


Рис. 2.5. Сила тяги и ее момент

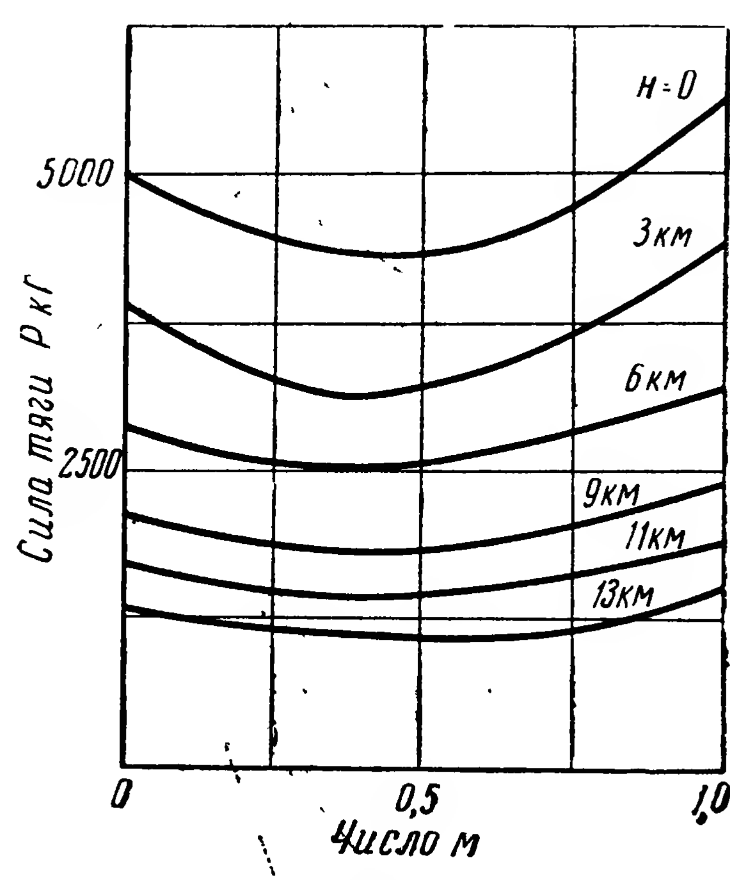


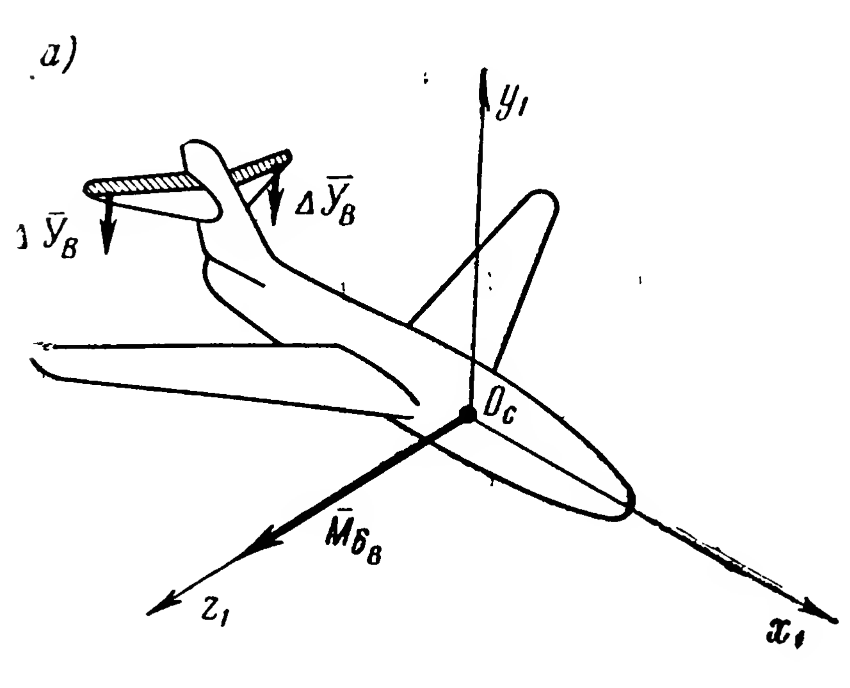
Рис. 2.6. Зависимость тяги турбореактивного двигателя от высоты полета и скорости при $n=\text{const}$

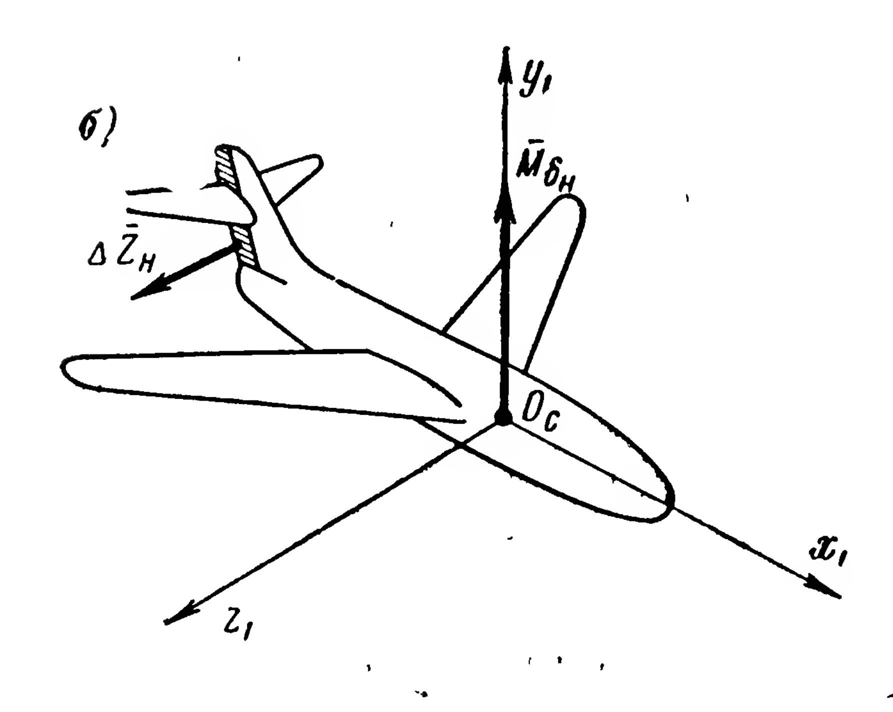
Как уже говорилось, кроме перечисленных сил (веса тяжести $\overline{G}$ и аэродинамической $\overline{R}$), летательный аппарат находится также под действием силы тяги $\overline{P}$, представляющей собой равнодействующую всех тяговых сил, развиваемых двигателями летательного аппарата. Точка a приложения силы тяги определяется расположением двигателей на летательном аппарате и в общем случае не совпадает с центром тяжести последнего. Вследствие этого при приведении силы тяги к центру тяжести летательного аппарата необходимо одновременно учитывать еще и момент $\overline{M}_p$, создаваемый ею относительно точки O_c (рис. 2.5).

Направление линии действия силы тяги $\overline{P}$ приближенно можно считать совпадающим с направлением продольной оси Ox_1 летательного аппарата. Значение величины силы тяги определяется характеристикой силовой установки летательного аппарата. При этом величина силы тяги, развиваемой силовой установкой, оказывается зависящей еще от свойств воздушной среды, высоты и скорости полета летатель-

ного аппарата. В качестве примера такой зависимости на рис. 2.6 приведена тяговая характеристика турбореактивного двигателя, сила тяги $\overline{P}$ которого, как это видно из графиков, зависит от высоты полета H и числа M при постоянном числе оборотов n.

К числу сил, действующих на летательный аппарат, должны быть отнесены и так называемые возмущающие силы, стремящиеся нарушить определенный режим полета последнего. К таким силам могут быть отнесены силы, вызываемые порывами ветра, местными изменениями плотности воздуха, силы, возникающие в результате колебаний величины силы тяги, изменений полетного веса летательного аппарата и т. п. Эти силы принято выделять в особую группу возмущающих сил, так как невозможно установить точную зависимость возмущающих сил от времени и параметров движения летательного аппарата.





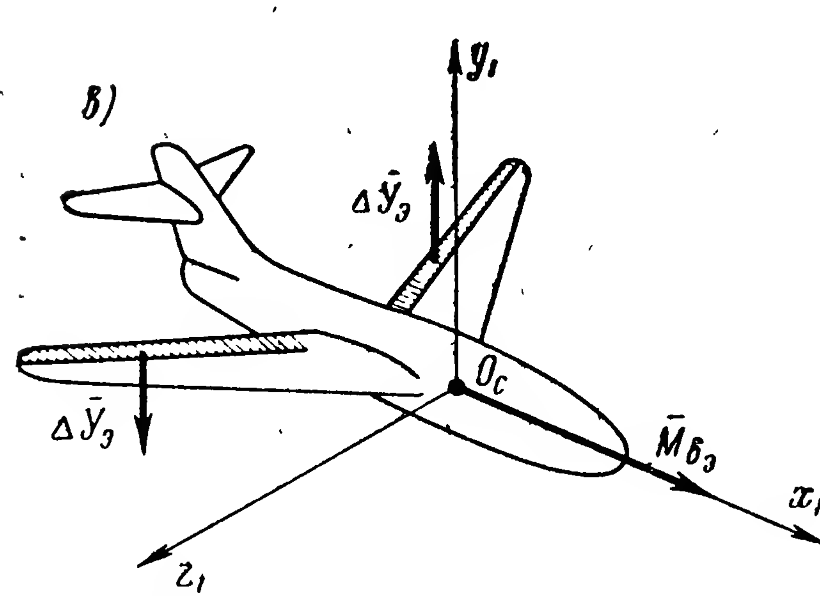


Рис. 2.7. Аэродинамические силы, возникающие при отклонении рулей управления, и их моменты:

а — при действии руля высоты: *б* — при действии руля направления; *в* — при действии элеронов

§ 4. МЕТОДЫ СОЗДАНИЯ УПРАВЛЯЮЩИХ УСИЛИЙ

Необходимое изменение режима полета летательного аппарата, а также устранение влияния различных возмущающих воздействий требуют приложения к нему определенных управляющих усилий. Устройства, создающие такие усилия, называются органами управления или иногда рулями летательного аппарата. Существуют следующие основные методы создания управляющих усилий:

1) управление с помощью аэродинамических рулей;

2) управление с помощью газовых рулей;

3) управление с помощью двигателя;

4) реактивное струйное управление.

Каждый метод имеет свои особенности, области применения, преимущества и недостатки, определяющие целесообразность его использования в том или ином конкретном случае. При этом основными критериями, позволяющими оценивать принятый способ управления, являются эффективность органов управления, наличие вредных влияний на процесс обтекания летательного аппарата, работу силовой установки и т. п.; величины необходимых перемещений и нужных для этого усилий, а также удобства компоновки и эксплуатации.

Независимо от принятого способа под процессом управления понимают создание сил, способных изменять траекторию движения центра тяжести летательного аппарата и поворачивать последний вокруг этого центра тяжести. При этом необходимо отметить, что поворот летательного аппарата в пространстве, изменение условий обтекания фюзеляжа и несущих плоскостей позволяют значительно изменять аэродинамические силы, достигая нужного управляющего эффекта.

Первой и наиболее распространенной является совокупность аэродинамических рулей, используемых при обычной самолетной схеме летательного аппарата. В этом случае для управления летательным аппаратом относительно всех его координатных осей служат соответствующие рули: руль высоты РВ, руль направления РН и элероны Э.

При отклонении руля высоты возникают аэродинамические силы, которые, будучи приведенными к центру тяжести летательного аппарата, дают дополнительную аэродинамическую силу $\Delta Y_{\text{В}}$ и пару сил, момент которой равен $M_{\delta_{\text{В}}}$ (рис. 2.7, *а*).

Аналогичным образом отклонение руля направления приводит к появлению дополнительной силы $\Delta Z_{\text{н}}$ и пары сил с моментом $M_{\delta_{\text{н}}}$ (рис. 2.7, *б*).

Отклонение же элеронов обусловливает силу $\Delta Y_{\text{э}}$ и пару сил с моментом $M_{\delta_{\text{э}}}$ (рис. 2.7, *в*).

Таким образом, указанные органы управления изменяют аэродинамические силы, действующие на летательный аппарат, и создаваемые ими моменты. Это находит свое отражение в том, что соответствующие аэродинамические коэффициенты, помимо прежних величин (см. формулы 2.3), оказываются зависящими еще от углов отклонения соответствующих рулей:

$$\left.\begin{aligned}
c_x &= c_x(\alpha,\ \beta,\ M,\ H,\ \delta_{\text{В}},\ \delta_{\text{н}},\ \delta_{\text{э}});\\
c_y &= c_y(\alpha,\ M,\ H,\ \delta_{\text{В}},\ \delta_{\text{н}},\ \delta_{\text{э}});\\
c_z &= c_z(\beta,\ M,\ H,\ \delta_{\text{н}},\ \delta_{\text{В}},\ \delta_{\text{э}});\\
m_x &= m_x(\beta,\ M,\ H,\ \omega_x,\ \omega_y,\ \delta_{\text{э}},\ \delta_{\text{н}},\ \delta_{\text{В}});\\
m_y &= m_y(\beta,\ \dot{\beta},\ \omega_x,\ \omega_y,\ M,\ H,\ \delta_{\text{н}},\ \delta_{\text{В}},\ \delta_{\text{э}});\\
m_z &= m_z(\alpha,\ \dot{\alpha},\ \omega_z,\ M,\ H,\ \delta_{\text{В}},\ \delta_{\text{н}},\ \delta_{\text{э}}).
\end{aligned}\right\}\qquad (2.4)$$

Здесь $\delta_В$, $\delta_н$ и $\delta_э$ — соответственно углы отклонения рулей высоты, направления и элеронов.

В отдельных случаях зависимость аэродинамических коэффициентов от некоторых указанных углов настолько слаба, что практически не принимается во внимание.

В соответствии с этим практически учитываются следующие зависимости аэродинамических коэффициентов от параметров движения летательного аппарата:

$$\left.\begin{aligned} c_x &= c_x(\alpha,\ \beta,\ M,\ H); \\ c_y &= c_y(\alpha,\ M,\ H,\ \delta_В); \\ c_z &= c_z(\beta,\ M,\ H,\ \delta_н); \\ m_x &= m_x(\beta,\ M,\ H,\ \omega_x,\ \omega_y,\ \delta_э,\ \delta_н); \\ m_y &= m_y(\beta,\ \dot\beta,\ \omega_x,\ \omega_y,\ M,\ H,\ \delta_н); \\ m_z &= m_z(\alpha,\ \dot\alpha,\ \omega_z,\ M,\ H,\ \delta_В). \end{aligned}\right\} \qquad (2.5)$$

Рассматривая взаимодействие рулей данной схемы, можно указать на одну их особенность. В связи с наличием у аппарата развитых несущих поверхностей основные аэродинамические силы, используемые для управления, создаются именно этими поверхностями. Рули же обусловливают лишь изменение угла атаки и ориентации этих плоскостей в пространстве. Такая схема управления, при которой величина управляющих усилий создается главным образом крыльями, а ориентация этих усилий определяется действием рулей, называется полярной.

Недостатком этой схемы управления является невозможность обеспечения достаточно высокой маневренности летательного аппарата. Изменение направления управляющего усилия требует поворота в пространстве всего корпуса летательного аппарата и, естественно, не может быть выполнено за очень короткое время.

Поэтому для высокоманевренных аппаратов (например, зенитные управляемые снаряды) широко используется иная, так называемая декартова система управления. Сущность ее сводится к использованию симметричных, расположенных в перпендикулярных плоскостях аэродинамических рулей (рис. 2.8). По такой же схеме выполнены и крылья. В этом случае управляющее усилие $\Delta\bar{R}$ создается как геометрическая сумма усилий $\Delta\bar{Z}$ и $\Delta\bar{Y}$, обусловленных отклонением каждого из рулей. Таким образом, изменение как направления, так и величины управляющего усилия достигается соответствующими отклонениями лишь самих рулевых поверхностей.

Для поворота летательного аппарата вокруг его оси симметрии используется обычно дифференциальное отклонение рулей, располо-

женных в одной плоскости. Подобная схема управления широко распространена в различных конструкциях управляемых беспилотных аппаратов.

В схеме «утка» рулевые поверхности расположены впереди крыльев. Принцип их действия такой же, как и при обычной схеме, с той лишь разницей, что требуемые отклонения рулей противоположны по на-

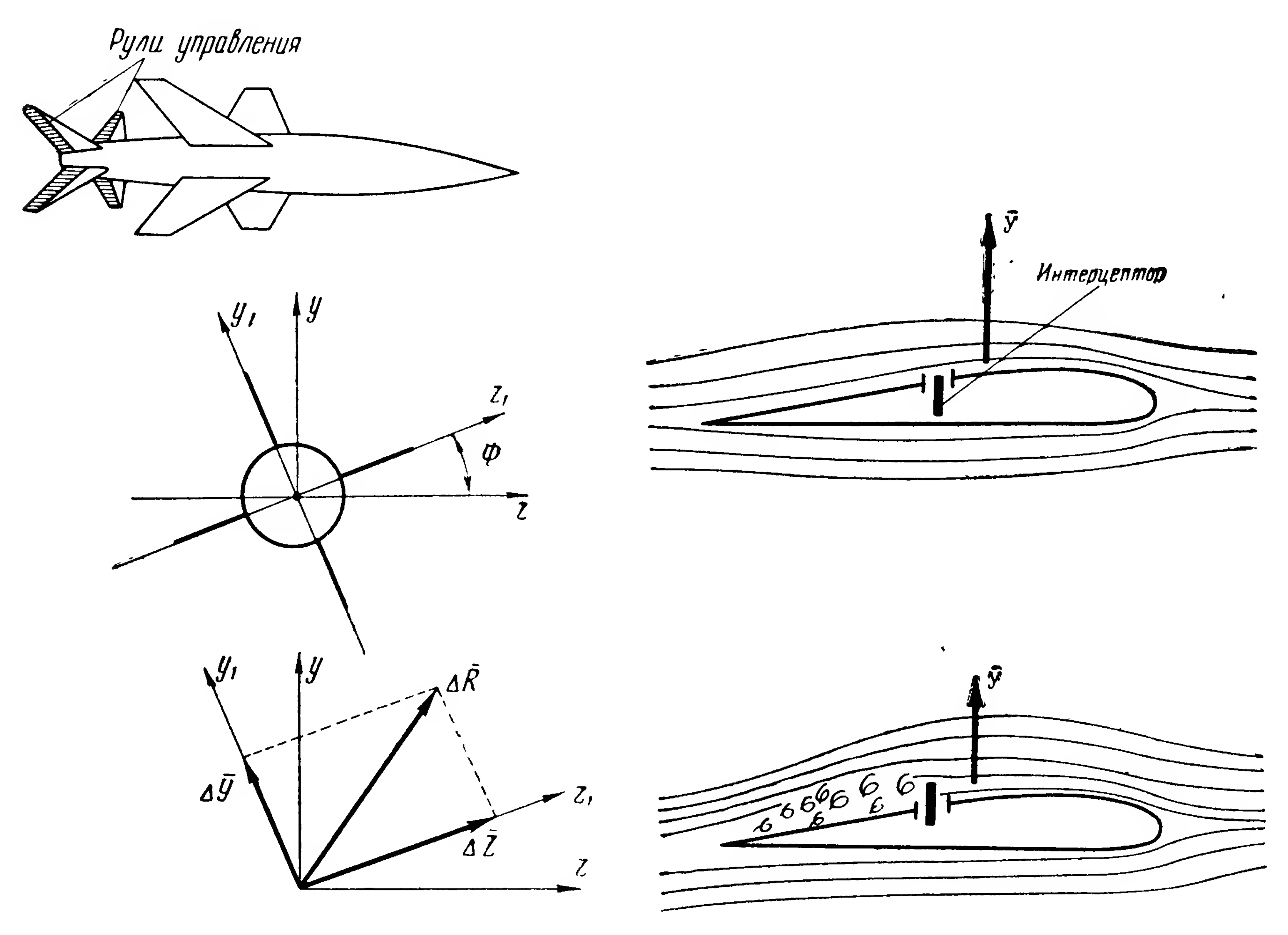


Рис. 2.8. Декартова схема рулей управления

Рис. 2.9. Схема действия интерцепторов

правлению. Кроме того, управление креном требует элеронов на несущих поверхностях, так как дифференциальное отклонение рулей, вызывая скос потока у крыльев, компенсирует кренящий момент.

Особым типом аэродинамических рулей являются интерцепторы (прерыватели потока), которые представляют собой пластинки, выдвигаемые за профиль крыла (рис. 2.9), срывающие воздушный поток и уменьшающие подъемную силу этого крыла. Обычно перемещения интерцепторов не превышают 3—4 *мм*. При этом усилия, требуемые для перемещения, оказываются незначительными. Аэродинамические рули являются широко распространенным и удобным видом управления движением летательного аппарата. Однако существенным их недостатком является зависимость эффективности от скорости и высоты

полета, в частности потеря эффективности при малых скоростях и больших высотах.

В случае интерцепторного управления имеются потери эффективности при увеличении скорости (свыше 1,3—1,5 *M*) и значительное увеличение лобового сопротивления летательного аппарата в целом.

В тех случаях, когда начальные скорости движения летательного аппарата невелики (например, старт управляемого снаряда с неподвижного основания) или значительна высота полета и эффективность аэродинамических рулей недостаточна, используются газовые рули. Последние представляют собой обычные управляющие поверхности, но находящиеся не в потоке воздуха, а в потоке вытекающего из дви-

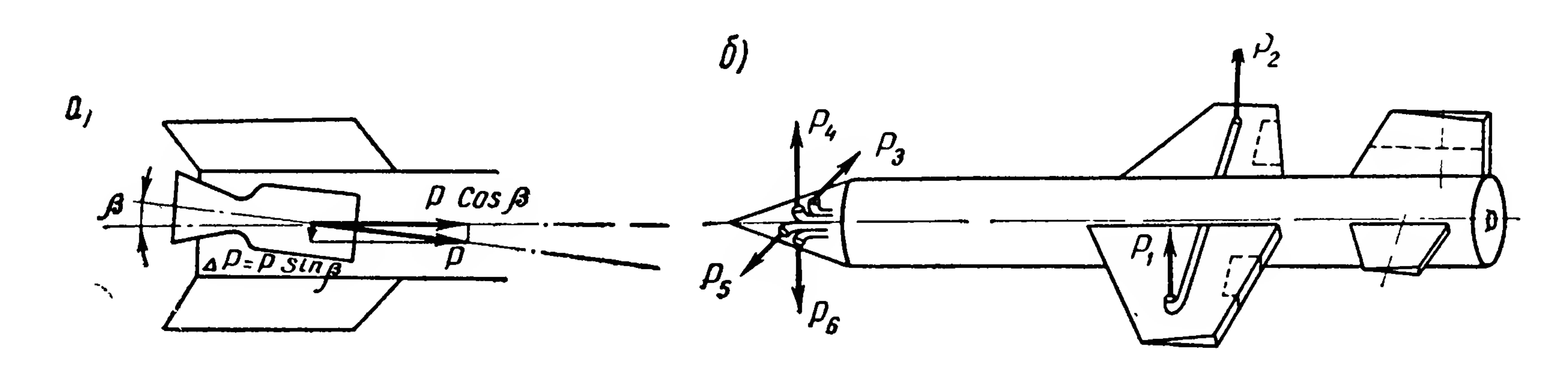


Рис. 2.10. Схемы создания управляющих усилий:
а — поворотом камеры сгорания двигателя; *б* — с помощью реактивного момента

гателя газа. Возникающие управляющие силы могут быть подсчитаны по обычным формулам аэродинамики, в которых в качестве ρ и V должны быть взяты соответственно плотность и скорость истечения газа. Такой способ управления используется, например, в баллистических снарядах типа «V-2».

Что касается геометрических характеристик, то здесь обычно используется декартова система управления.

Управление изменением величины и направления тяги двигателя может быть осуществлено поворотом камеры двигателя (рис. 2.10, *а*) или отклонением потока на входе двигателя и др. Во всех случаях задача сводится к созданию дополнительной силы тяги ΔP, перпендикулярной оси летательного аппарата.

Сущность реактивного струйного управления заключается в следующем. Из насадок, расположенных в соответствующих местах летательного аппарата, происходит истечение газа, которое создает реактивные силы P_1, P_2, P_3, P_4, P_5, P_6 (рис. 2.10, *б*). Реактивные силы создают моменты и тем самым управляющие усилия. Изменяя расход газа через соответствующее сопло, можно регулировать величину этих сил, а следовательно, величины и направления управляющих усилий. Работа системы происходит за счет использования выхлопных газов двигателя. Иногда для этой цели используют специальный газогенератор.

Условимся о правиле знаков для координат, определяющих положение регулирующих органов. Будем считать отклонение органа

управления положительным в том случае, если момент возникающего управляющего усилия вокруг соответствующей координатной оси отрицателен (стремится повернуть летательный аппарат по часовой стрелке, если смотреть с положительного направления данной оси).

При этих условиях положительные отклонения органов управления приводят к убыванию углов тангажа, рыскания и крена.

При использовании аэродинамических рулей в обычной самолетной схеме летательного аппарата в качестве положительных будем иметь следующие отклонения: для руля высоты ($\delta_в > 0$) — вниз; для руля направления ($\delta_н > 0$) — вправо, для элеронов ($\delta_э > 0$) — правый вниз, левый вверх. Аналогично могут быть установлены соответствующие направления и для других методов создания управляющих усилий.

§ 5. ВОЗМУЩЕНИЯ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ

При решении задач стабилизации движения летательного аппарата важным является знание характеристик возможных возмущающих воздействий, обусловливающих нарушения заданного режима полета. Указанные возмущения, весьма разнообразные по своему происхождению, могут быть классифицированы по нескольким признакам. С точки зрения анализа их влияния на движение летательного аппарата основным признаком является характер изменения возмущения с течением времени. В этом отношении они могут быть разделены на следующие категории:

1) постоянные возмущения, возникающие внезапно и не меняющиеся в течение некоторого промежутка времени;

2) медленно изменяющиеся возмущения;

3) кратковременные возмущения, имеющие характер импульсных нагрузок;

4) возмущения, являющиеся случайными функциями времени.

Постоянные возмущения возникают при внезапном изменении веса и положения центра тяжести летательного аппарата (например, сбрасывание грузов, перемещение их относительно его корпуса), при появлении несимметричности тяги двигателей и возникновении ветра, имеющего неизменные скорость и направление.

При изменении центровки возникают силы, создающие момент относительно поперечной оси Oz_1. Величина момента определяется выражением

$$\Delta M_z = \pm G \cos \vartheta \Delta x,$$

где Δx — смещение центра тяжести летательного аппарата.

Аналогично может быть выражен и момент сил ΔM_y, обусловленный несимметричной тягой двигателей на многомоторном самолете.

Рассмотрим влияние возникновения ветрового потока. Возможны различные направления ветра: встречный или попутный, вертикальный поток воздуха (восходящий или нисходящий поток) и боко-

вой ветер. Выясним, к какому изменению параметров движения летательного аппарата приведет такое изменение условий полета.

Встречный или попутный ветер. В этом случае считается, что направление вектора $\bar{w}$ скорости ветра совпадает с направлением вектора $\bar{V}$ скорости летательного аппарата. Возникновение такого возмущения сводится к внезапному изменению скорости полета на величину

$$\Delta V = \pm w.$$

При этом остальные параметры движения в начальный момент остаются неизменными.

Вертикальный поток воздуха. Возникновение такого потока приводит к внезапному изменению направления скорости потока по отношению к летательному аппарату. Это изменение эквивалентно приращению $\Delta\alpha$ угла атаки летательного аппарата (рис. 2.11), причем

$$\Delta\alpha = \pm \operatorname{arctg}\frac{w}{V} \approx \pm \frac{w}{V}.$$

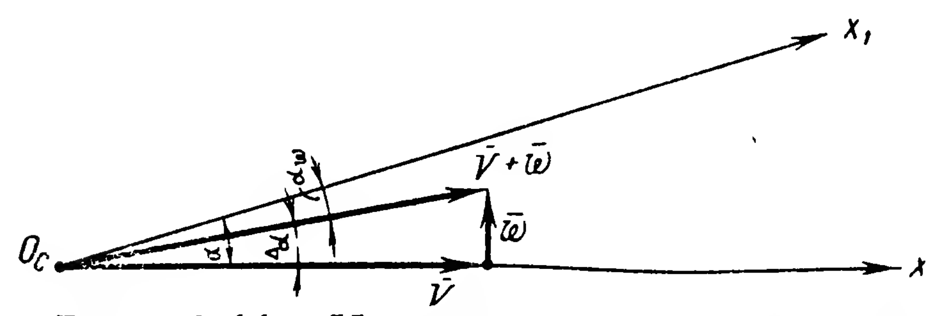


Рис. 2.11. Изменение угла атаки при вертикальном порыве ветра

Что касается скорости полета V, то при малых значениях углов $\Delta\alpha$ ее изменением можно пренебречь.

Боковой ветер. В этом случае картина нарушения режима полета полностью аналогична предыдущей, но происходит в горизонтальной плоскости, при этом появление бокового ветра эквивалентно внезапному изменению угла скольжения β на величину

$$\Delta\beta \approx \pm \frac{w}{V}.$$

Таким образом, рассмотренные возмущающие воздействия соответствуют внезапному изменению начальных значений некоторых параметров движения по сравнению с их значениями, отвечающими исходному невозмущенному движению.

Возмущенное движение может быть определено как собственное движение летательного аппарата к новому невозмущенному, отвечающему новым значениям параметров.

Скорости горизонтальных течений воздуха на высотах 7—10 *км* могут быть 20—30 *м/сек*, а на больших высотах — еще значительнее. Что касается вертикальных течений, то их скорость достигает 10—15 *м/сек*.

Причинами медленно изменяющихся возмущений могут, например, явиться постепенное выгорание горючего, изменение условий

полета и т. п. Такие возмущения выражаются в переменности параметров, характеризующих летательный аппарат.

Кратковременные возмущения, носящие характер импульсных нагрузок, возникают при стрельбе, внезапных порывах ветра и т. п. Поведение летательного аппарата при этом может быть найдено приближенно, как реакция его на импульсное возмущающее воздействие. Величина импульса характеризует начальные отклонения параметров движения от значений, отвечающих невозмущенному движению. Последующее движение системы представляет ее собственное движение к невозмущенному режиму.

Большое значение при решении вопросов точности стабилизации летательного аппарата имеет изучение его движения в условиях непрерывно изменяющихся возмущений. Основными причинами таких возмущений являются непрерывно меняющиеся со временем и в пространстве порывы ветра (турбулентность атмосферы). Количественные характеристики указанных порывов ветра являются случайными функциями времени и координат точки пространства*. Иными словами, в любой точке пространства направление и величина скорости ветра являются случайными функциями времени и, наоборот, в данный момент времени указанные характеристики есть случайные функции координат точки.

Однако при оценке влияния турбулентности атмосферы на движение летательного аппарата представляется целесообразным свести эти функции двух переменных к функциям одной переменной — времени t. Интересующее нас возмущающее воздействие представляет собой одну из реализаций случайной функции, характеризующей влияние турбулентности на движущийся летательный аппарат, и в этом отношении является функцией лишь одной переменной — времени. Вероятностные свойства такой функции, естественно, зависят от скорости полета, определяющей быстроту перемещения от одних точек пространства к другим.

При изучении вертикального движения турбулентных воздушных потоков в качестве их количественной характеристики примем вертикальную составляющую V_y их скорости.

Пусть $V_y(t)$ — одна из указанных реализаций этой случайной величины, являющейся функцией времени t. Рассмотрим $V_y(t)$ как стационарную случайную функцию времени, полагая, что основные ее вероятностные характеристики не меняются в течение некоторого достаточно большого промежутка времени. Тогда $V_y(t)$ может быть оценена следующими вероятностными характеристиками**.

Корреляционная функция $R_V(\tau)$, представляющая собой

* Пелегрэн М. Статистический расчет следящих систем. Гл. V. Изд-во иностр. лит-ры, 1957.

** Солодовников В. В. Статистическая динамика линейных систем автоматического управления. Физматгиз, 1960.

среднее значение произведения $V_y(t) \cdot V_y(t+\tau)$, которая может быть приближенно вычислена осреднением по времени

$$R_V(\tau) \approx \lim_{T \to \infty} \frac{1}{T} \int_0^T V_y(t) \cdot V_y(t+\tau)\, dt.$$

Средняя мощность порывов ветра, вычисляемая как среднее значение квадрата скорости V_y,

$$D_V \approx \lim_{T \to \infty} \frac{1}{T} \int_0^T V_y^2(t)\, dt.$$

Очевидно, что

$$D_V = R_V(0).$$

Спектральная плотность $S_V(\omega)$, характеризующая среднюю мощность $S_V(\omega) d\omega$, выделяемую составляющими процесса, которые имеют частоты в пределах $\omega \div \omega + d\omega$.

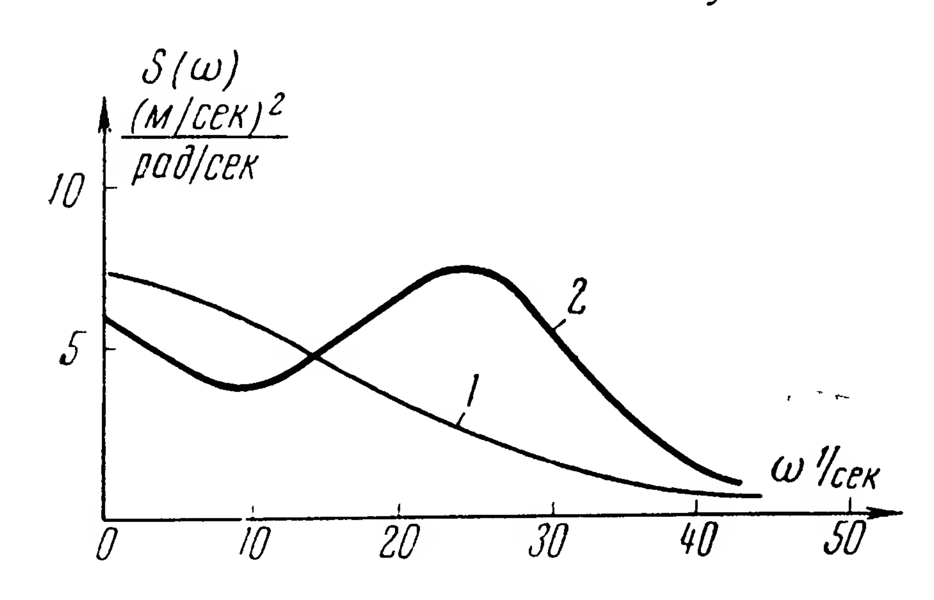


Рис. 2.12. Вероятностные характеристики вертикальных порывов ветра

Очевидно, что в силу изменения V_y при переходе от одной точки пространства к другой, за счет движения летательного аппарата, перечисленные характеристики зависят от его скорости.

Наиболее часто используется спектральная характеристика $S_V(\omega)$, которая для данной скорости полета определяется обычно экспериментальным путем. Помимо скорости полета, вид ее зависит от окружающих метеорологических условий, состояния атмосферы, высоты полета и т. п.

Возможные примеры вероятностных характеристик вертикальных составляющих порывов ветра приведены на рис. 2.12 (кривые *1* и *2*). Во многих случаях спектральная плотность $S(\omega)$ как функция частоты ω может быть приближенно апроксимирована выражением*

$$S_V(\omega) = \frac{2\tau_V \overline{V^2}}{1 + (\tau_V \omega)^2},$$

где $\overline{V^2}$ — дисперсия значений вертикальной составляющей скорости турбулентного потока, возрастающая с высотой и лежащая в пределах 3—10 *м²/сек²*;

τ_V — постоянная времени, обратно пропорциональная скорости полета и лежащая в пределах 1—4 *сек*.

* Боднер В. А., Козлов М. С. Стабилизация летательных аппаратов и автопилоты. Оборонгиз, 1961, стр. 57.

Все сказанное относится и к горизонтальным воздушным потокам. При этом, как показывают эксперименты, средние значения горизонтальных скоростей V_z приблизительно в 2 раза больше вертикальных.

§ 6. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Одним из возможных методов исследования движения летательного аппарата является расчетный способ, основанный на использовании уравнений его движения. Это позволяет осуществлять не только аналитические расчеты, но и дает возможность подготовить и провести моделирование движения летательного аппарата с помощью различных моделирующих устройств.

Составление таких уравнений основывается на рассмотрении летательного аппарата как свободно движущегося тела и использовании соответствующих теорем динамики системы материальных точек. При этом полученные уравнения, связывая кинематические параметры движения летательного аппарата с углами отклонения рулей и действующими силами, позволяют решать задачу определения движения аппарата в зависимости от действующих на него сил и начальных условий движения.

Получаемые общие уравнения оказываются настолько сложными, что, по существу, исключают возможность проведения наглядного анализа. Поэтому в аэродинамике летательных аппаратов вводятся различные упрощающие предположения, имеющие в основе своей особенности аэродинамических характеристик летательного аппарата, его возможные режимы полета и допущения чисто математического характера. Допустимость таких предположений и степень сохранения при этом основных черт движения аппарата представляют собой существенные и сложные задачи динамики полета.

Один из наиболее важных упрощающих приемов состоит в том, что уравнения движения летательного аппарата составляются относительно некоторого определенного невозмущенного режима полета. Считая невозмущенное движение заданным (соответствующим, например, требуемому режиму полета) и предполагая малыми отклонения действительного возмущенного движения, можно при дополнительных упрощениях получить более простые приближенные уравнения, характеризующие движение летательного аппарата. Причем существенное упрощение заключается в том, что появляется возможность раздельного рассмотрения движений летательного аппарата относительно различных координатных осей.

Рассмотрим летательный аппарат обычной самолетной схемы. Обозначим кинематические параметры, определяющие его движение:

α — угол атаки;

β — угол скольжения;

V — скорость полета;

ϑ — угол тангажа;
Θ — угол наклона траектории к плоскости горизонта (угол, составляемый вектором скорости $\bar{V}$ с плоскостью горизонта);
ψ — курсовой угол;
γ — угол крена;
$\delta_В, \delta_н, \delta_э$ — углы отклонения рулей высоты, направления и элеронов;
ω_x, ω_y, ω_z — угловые скорости вращения летательного аппарата относительно связанных с ним координатных осей.

Кроме того, введем обозначения для величин, характеризующих схему и конструкцию летательного аппарата:
m — масса летательного аппарата;
J_x, J_y, J_z — главные центральные моменты инерции летательного аппарата (подразумевается, что связанные оси $Ox_1y_1z_1$ являются главными центральными осями).

Предположим, что заданному невозмущенному движению отвечают определенные законы изменения всех введенных кинематических параметров: $\alpha^0(t)$, $\beta^0(t)$, $V^0(t)$, $\vartheta^0(t)$, $\Theta^0(t)$, $\psi^0(t)$, $\gamma^0(t)$, $\delta^0_В(t)$, $\delta^0_н(t)$, $\delta^0_э(t)$, $\omega^0_x(t)$, $\omega^0_y(t)$ и $\omega^0_z(t)$, и рассмотрим отклонения переменных в действительном возмущенном движении от их значений, отвечающих невозмущенному движению,

$$\Delta\alpha = \alpha(t) - \alpha^0(t);$$
$$\Delta\beta = \beta(t) - \beta^0(t)$$

и т. д.

Тогда уравнения возмущенного движения, связывающие введенные переменные, могут быть приведены к следующему виду*:

$$\left.\begin{aligned}
&\Delta\dot{V} + l_1\Delta V + l_2\Delta\Theta + l_3\Delta\alpha = f_x(t);\\
&\Delta\ddot{\vartheta} + a_0\Delta V + a_1\Delta\dot{\vartheta} + a_1'\Delta\dot{\alpha} + a_2\Delta\alpha = -a_3\Delta\delta_В + f_{mz}(t);\\
&\Delta\dot{\Theta} + a_6\Delta V + a_7\Delta\Theta + a_4\Delta\alpha = a_5\Delta\delta_В + f_y(t);\\
&\Delta\vartheta = \Delta\Theta + \Delta\alpha.
\end{aligned}\right\} \quad (2.6)$$

Эта группа уравнений, содержащих параметры только продольного движения, называется уравнениями продольного движения летательного аппарата. В этих уравнениях введены обозначения:

---

* Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. Оборонгиз, 1962.

$$
\left.
\begin{aligned}
l_1 &= \frac{1}{m}\left[c_x^M \frac{1}{a} qS + c_x \frac{2}{V} qS - P^V\right];\\
l_2 &= g\cos\Theta;\\
l_3 &= \frac{1}{m} c_x^\alpha qS + \frac{P}{m}\alpha;\\
a_0 &= -\frac{1}{J_z}\left[m_z^M \frac{1}{a} qSl + m_z \frac{2}{V} qSl + P^V h\right];\\
a_1 &= -\frac{1}{J_z} m_z^{\omega_z} qSl;\\
a_1' &= -\frac{1}{J_z} m_z^{\dot\alpha} qSl;\\
a_2 &= -\frac{1}{J_z} m_z^\alpha qSl;\\
a_3 &= -\frac{1}{J_z} m_z^{\delta_\text{В}} qSl;\\
a_4 &= -\frac{1}{mV} c_y^\alpha qS - \frac{P}{mV};\\
a_5 &= -\frac{1}{mV} c_y^{\delta_\text{В}} qS;\\
a_6 &= -\frac{1}{mV}\left[c_y^M \frac{1}{a} qS + c_y \frac{2}{V} qS + P^V \alpha\right];\\
a_7 &= -\frac{g}{V}\sin\Theta;\\
f_x &= \frac{F_x(t)}{m};\\
f_y &= \frac{F_y(t)}{mV};\\
f_{mz} &= \frac{M_z(t)}{J_z},
\end{aligned}
\right\}
\qquad (2.7)
$$

где $q = \frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор;

$F_x(t)$, $F_y(t)$ и $M_z(t)$ — возмущающие воздействия в направлениях осей x_1, y_1 и относительно оси z_1 соответственно.

Кроме того, введено общее обозначение

$$A_x^a = \frac{\partial A_x}{\partial a}.$$

При этом нужно иметь в виду, что все коэффициенты (l_1, l_2, l_3 и a_1, a_2, a_3 и т. д.) вычисляются для значений параметров, отвечающих

принятому невозмущенному движению (соответствующие нулевые индексы опущены для упрощения записи).

К аналогичной форме могут быть приведены и уравнения бокового движения

$$\left.\begin{aligned} &\Delta\dot{\omega}_x + c_1\Delta\omega_x + c_1'\Delta\omega_y + c_2\Delta\beta = c_3\Delta\delta_э + c_4\Delta\delta_н + f_{mx}(t);\\ &\Delta\dot{\omega}_y + b_1\Delta\omega_y + b_1'\Delta\omega_x + b_6\Delta\dot{\beta} + b_2\Delta\beta = -b_3\Delta\delta_н + f_{my}(t);\\ &\qquad -\Delta\dot{\beta} + \Delta\omega_y + b_4\Delta\beta + b_5\Delta\gamma = b_7\Delta\delta_н + f_z(t);\\ &\qquad \Delta\dot{\gamma} = \Delta\omega_x - \operatorname{tg}\vartheta\,\Delta\omega_y;\\ &\qquad \Delta\dot{\psi} = \frac{1}{\cos\vartheta}\Delta\omega_y. \end{aligned}\right\} \qquad (2.8)$$

В последних уравнениях введены обозначения

$$\left.\begin{aligned} c_1 &= -\frac{1}{J_x} m_x^{\omega_x} qSl;\\ c_1' &= -\frac{1}{J_x} m_x^{\omega_y} qSl;\\ c_2 &= -\frac{1}{J_x} m_x^{\beta} qSl;\\ c_3 &= -\frac{1}{J_x} m_x^{\delta_э} qSl;\\ c_4 &= -\frac{1}{J_x} m_x^{\delta_н} qSl;\\ b_1 &= -\frac{1}{J_y} m_y^{\omega_y} qSl;\\ b_1' &= -\frac{1}{J_y} m_y^{\omega_x} qSl;\\ b_2 &= -\frac{1}{J_y} m_y^{\beta} qSl;\\ b_3 &= -\frac{1}{J_y} m_y^{\delta_н} qSl;\\ b_4 &= \frac{1}{mV} c_z^{\beta} qS;\\ b_5 &= \frac{q}{V}\cos\vartheta;\\ b_6 &= -\frac{1}{J_y} m_y^{\dot{\beta}} qSl;\\ b_7 &= -\frac{1}{mV} c_z^{\delta_н} qS; \end{aligned}\right\} \qquad (2.9)$$

$$\left.\begin{aligned} f_z(t) &= -\frac{F_z(t)}{mV}; \\ f_{mx}(t) &= \frac{M_x(t)}{J_x}; \\ f_{my}(t) &= \frac{M_y(t)}{J_y}. \end{aligned}\right\} \quad (2.9)$$

Полученные уравнения (2.6) и (2.8) являются линейными дифференциальными уравнениями и в этом отношении более доступны для исследования, чем упоминавшиеся полные уравнения. Однако и они достаточно сложны для практических расчетов.

Во время полета изменяются скорость V, число M, плотность воздуха ρ, а следовательно, и значения входящих частных производных от аэродинамических коэффициентов по кинематическим параметрам движения. Кроме того, при движении аппарата могут изменяться его масса и моменты инерции (выгорание топлива, сбрасывание груза). Следовательно, полученные уравнения являются дифференциальными уравнениями с переменными коэффициентами. Для их решения требуются весьма сложные вычислительные приемы.

Исследование уравнений движения можно упростить, если свести их к уравнениям с постоянными коэффициентами. Это можно сделать учитывая, что в процессе стабилизации летательного аппарата переходные процессы, возникающие из-за наличия возмущений, протекают и затухают, как правило, быстрее, чем успевают существенно измениться условия полета и в результате этого коэффициенты уравнений.

При этих условиях задачу можно упростить, предполагая фиксированными значения коэффициентов*. Тогда весь интервал движения летательного аппарата разбивается на несколько таких этапов. В пределах каждого этапа коэффициенты можно считать почти постоянными и равными их некоторым средним значениям на данном участке. Затем на каждом этапе производится решение задачи с соответствующими постоянными величинами коэффициентов. Повторяя такой анализ для различных, но как бы стационарных условий полета, отвечающих каждому из упоминавшихся этапов, можно всякий раз, имея дело с уравнениями с постоянными коэффициентами, правильно охарактеризовать движение, близкое к неустановившемуся невозмущенному режиму.

Практика использования уравнений (2.6) и (2.8) при решении разнообразных задач динамики полета позволяет считать эти уравнения приемлемыми исходными соотношениями в процессе изучения вопросов автоматической стабилизации летательных аппаратов.

---

* Лебедев А. А. О применении метода замороженных коэффициентов для исследования устойчивости неустановившегося движения. Известия высших учебных заведений МВО СССР. Серия «Авиационная техника», № 1, 1958.

§ 7. УПРОЩЕНИЯ И ЧАСТНЫЕ СЛУЧАИ УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Рассмотренные уравнения продольного (2.6) и бокового (2.8) движений представляют собой приближенные уравнения, обычно используемые при решении задач динамики полета.

При решении задач автоматической стабилизации летательных аппаратов даже такие уравнения оказываются обычно сложными для расчетных методов и получения наглядных результатов. Но именно наличие стабилизации выбранного невозмущенного движения дает основания для некоторого дальнейшего упрощения указанных уравнений.

Выведенные уравнения (2.6) и (2.8) для летательного аппарата обычной самолетной схемы принимают более простой вид для некоторых специальных схем летательных аппаратов.

Рассмотрим уравнения продольного движения для самолетной схемы летательного аппарата. Основное упрощение основывается на известном факте разделения продольного движения на два этапа: первый — коротко-периодическое вращательное движение, при котором изменяются углы α и ϑ, но не успевает претерпеть заметных изменений скорость невозмущенного движения; второй — длинно-периодическое поступательное движение, при котором происходит изменение скорости и угла Θ, в то время как вращательное движение успело затухнуть.

Наибольший интерес представляет первый тип движения. Для того чтобы управлять полетом, необходимо в первую очередь изменять силы, нормальные к траектории полета, что достигается вращением летательного аппарата, т. е. изменением углов α и ϑ, которые определяют коротко-периодическое движение. При решении таких задач наибольший интерес представляет реакция летательного аппарата именно на этом этапе.

Получая уравнения, отвечающие коротко-периодическому движению, следует считать, что скорость V возмущенного движения сохраняется такой же, как и скорость невозмущенного, так что закон ее изменения определяется уравнением касательных сил невозмущенного движения. Отсюда при условии $\Delta V=0$ получаем уравнения, характеризующие коротко-периодическое движение:

$$\begin{gathered}\Delta\ddot{\vartheta} + a_1\Delta\dot{\vartheta} + a_1'\Delta\dot{\alpha} + a_2\Delta\alpha = -a_3\Delta\delta_{\text{в}} + f_{mz}(t);\\ \Delta\dot{\Theta} + a_7\Delta\Theta + a_4\Delta\alpha = a_5\Delta\delta_{\text{в}} + f_y(t);\\ \Delta\vartheta = \Delta\Theta + \Delta\alpha.\end{gathered} \qquad (2.10)$$

Эти уравнения могут быть использованы при решении тех задач динамики полета, в которых длинно-периодическое поступательное

движение летательного аппарата не представляет существенного интереса.

Можно указать еще на два возможных упрощения.

Первое упрощение относится к учету влияния скоса потока на оперение. Это влияние характеризуется слагаемым $a_1'\Delta\dot{\alpha}$ и приводит к некоторому увеличению демпфирования собственных колебаний летательного аппарата и уменьшению коэффициента его статической устойчивости. Поэтому указанное слагаемое может быть опущено при некотором изменении коэффициентов a_1 и a_2 демпфирования и статической устойчивости. В некоторых случаях указанным влиянием можно вообще пренебречь, считая $a_1' \approx 0$.

Последнее условие обязательно выполняется для летательного аппарата схемы «утка».

Второе упрощение связано с возможностью пренебрежения влиянием на полет составляющей силы тяжести и подъемной силы руля, нормальных к траектории. Это имеет место в особенности для малых скоростных и высокоманевренных летательных аппаратов с развитыми несущими поверхностями и соответствует выполнению условий: $a_7=0$ и $a_5=0$.

При указанных условиях получаем следующие уравнения продольного движения летательного аппарата, наиболее часто используемые в задачах автоматической стабилизации:

$$\left.\begin{aligned} &\Delta\ddot{\vartheta} + a_1\Delta\dot{\vartheta} + a_2\Delta\alpha = -a_3\Delta\delta_{\text{В}} + f_{mz}(t);\\ &\Delta\dot{\Theta} + a_4\Delta\alpha = f_y(t);\\ &\vartheta = \Theta + \alpha. \end{aligned}\right\} \tag{2.11}$$

Переходим к уравнениям (2.8) бокового движения летательного аппарата. Во многих случаях, как показывают расчеты и экспериментальные исследования, можно приближенно считать, что вращение летательного аппарата вокруг одной из осей не вызывает демпфирующих моментов вокруг перпендикулярной оси. Это соответствует выполнению соотношений

$$b_1' \approx c_1' \approx 0.$$

Для летательного аппарата осесимметричной аэродинамической схемы последние условия выполняются точно.

Аналогичные соображения позволяют пренебрегать слагаемым $b_6\Delta\dot{\beta}$, оценивающим влияние скоса потока на оперение.

Если, кроме этого, можно пренебречь влиянием сил тяжести, то следует считать

$$b_5 \approx 0.$$

Предполагая полет близким к горизонтальному или вводя оси координат так, чтобы значения угла Θ были невелики (наклонная

система координат), и принимая во внимание отмеченные выше условия, можно представить уравнения бокового движения летательного аппарата в следующем виде:

$$\left.\begin{aligned} \Delta\ddot{\gamma} + c_1\Delta\dot{\gamma} + c_2\Delta\beta &= -c_3\Delta\delta_э - c_4\Delta\delta_н + f_{mx}(t); \\ \Delta\ddot{\psi} + b_1\Delta\dot{\psi} + b_2\Delta\beta &= -b_3\Delta\delta_н + f_{my}(t); \\ -\Delta\dot{\beta} + \Delta\dot{\psi} + b_4\Delta\beta + b_5\Delta\gamma &= +b_7\Delta\delta_н + f_z(t). \end{aligned}\right\} \qquad (2.12)$$

В полученных уравнениях при $b_5=0$ может быть выделена группа, содержащая только переменные $\Delta\psi$ и $\Delta\beta$. Эти уравнения определяют так называемое движение рыскания и имеют вид:

$$\left.\begin{aligned} \Delta\ddot{\psi} + b_1\Delta\dot{\psi} + b_2\Delta\beta &= -b_3\Delta\delta_н + f_{my}(t); \\ -\Delta\dot{\beta} + \Delta\dot{\psi} + b_4\Delta\beta &= +b_7\Delta\delta_н + f_z(t). \end{aligned}\right\} \qquad (2.13)$$

Уравнение

$$\Delta\ddot{\gamma} + c_1\Delta\dot{\gamma} + c_2\Delta\beta = -c_3\Delta\delta_э + f_{mx}(t) \qquad (2.14)$$

определяет движение крена.

Последние возможные упрощения относятся к случаю, когда можно пренебречь боковой силой руля направления

$$b_7 = 0.$$

Тогда уравнения движения рыскания принимают вид:

$$\left.\begin{aligned} \Delta\ddot{\psi} + b_1\Delta\dot{\psi} + b_2\Delta\beta &= -b_3\Delta\delta_н + f_{my}(t); \\ -\Delta\dot{\beta} + \Delta\dot{\psi} + b_4\Delta\beta &= f_z(t). \end{aligned}\right\} \qquad (2.15)$$

В заключение рассмотрим случай осесимметричной аэродинамической схемы. Здесь имеют место очевидные соотношения:

$$\begin{aligned} c_y^{\alpha} &= c_z^{\beta}; \\ c_y^{\delta_в} &= c_z^{\delta_н}; \\ m_z^{\alpha} &= m_y^{\beta}; \\ m_z^{\delta_в} &= m_y^{\delta_н}; \\ m_z^{\omega_z} &= m_y^{\omega_y} \end{aligned} \qquad \text{и следовательно:} \qquad \begin{aligned} a_4 &= b_4; \\ a_2 &= b_2; \\ a_3 &= b_3; \\ a_1 &= b_1. \end{aligned}$$

Продольное движение и движение рыскания описываются совершенно одинаковыми в этом случае уравнениями (2.11) или (2.13).

Для движения крена, учитывая, что в данном случае $c_2 = c_4 = 0$, можно записать

$$\Delta\ddot{\gamma} + c_1\Delta\dot{\gamma} = -c_3\Delta\delta_э + f_{mx}(t). \tag{2.16}$$

Отмеченные свойства осевой симметрии в значительной степени упрощают решение задач динамики полета летательных аппаратов подобной аэродинамической схемы. Это тем более существенно, что для аппаратов с данной схемой основными невозмущенными режимами полета являются неустановившиеся режимы, исследование которых более затруднительно, чем режимов установившихся.

Полученные уравнения (2.11), (2.15) и (2.16) представляют собой наиболее упрощенные уравнения движения летательного аппарата.

§ 8. ВОЗМУЩЕННОЕ ДВИЖЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ЗАКРЕПЛЕННЫМИ РУЛЯМИ

Исследуя вопросы сохранения летательным аппаратом некоторого заданного режима полета, необходимо иметь в виду, что возможные отклонения аппарата от этого режима определяются прежде всего его собственными конструктивными и аэродинамическими характеристиками. Поэтому изучение процессов автоматической стабилизации того или иного летательного аппарата лучше начинать с анализа тех его свойств, которые характеризуют способность выдерживания заданного режима полета даже при отсутствии каких-либо предназначаемых для этой цели автоматических устройств. Указанные свойства летательного аппарата находят свое отражение в одной из его основных характеристик, называемой обычно устойчивостью летательного аппарата.

Строгое определение понятия устойчивости движения впервые было сформулировано известным русским ученым А. М. Ляпуновым. В своей работе, опубликованной в 1892 г., он не только дал определение устойчивости движения, но и указал основные методы ее исследования*. Для наглядности рассмотрим задачу об устойчивости движения непосредственно на примере летательного аппарата. В общем случае его движение будет определяться законами изменения во времени кинематических параметров

$$V(t);\quad \alpha(t);\quad \beta(t);\quad \omega_x(t);\quad \omega_y(t);\quad \omega_z(t);\quad \vartheta(t);\quad \Theta(t);\quad \gamma(t);\quad \psi(t).$$

Пусть заданному невозмущенному режиму полета соответствуют вполне определенные законы изменения тех же параметров

$$V^\circ(t);\ \alpha^\circ(t);\ \beta^\circ(t);\ \omega_x^\circ(t);\ \omega_y^\circ(t);\ \omega_z^\circ(t);\ \vartheta^\circ(t);\ \Theta^\circ(t);\ \gamma^\circ(t);\ \psi^\circ(t).$$

---

* Ляпунов А. М. Общая задача об устойчивости движения. ОНТИ, 1950 Малкин И. Г. Теория устойчивости движения. ГИТТЛ, 1952.

В частном случае, когда в качестве заданного рассматривается режим прямолинейного равномерного полета, последние величины сохраняют постоянные значения. Поэтому отклонения параметров действительного движения от законов, соответствующих заданному, и будут характеризовать собой степень сохранения летательным аппаратом заданного режима полета.

Если при достаточно малых начальных отклонениях ΔV°; $\Delta\alpha^\circ$; $\Delta\beta^\circ$; $\Delta\Theta^\circ$; $\Delta\gamma^\circ$; $\Delta\psi^\circ$ и $\Delta\vartheta^\circ$ последующие отклонения ΔV; $\Delta\alpha$; $\Delta\beta$; $\Delta\Theta$; $\Delta\gamma$; $\Delta\psi$ и $\Delta\vartheta$ не будут превышать некоторых заданных величин, то невозмущенное движение будет называться устойчивым. Если при этом последующие отклонения с течением времени будут неограниченно уменьшаться, стремясь к нулю, то данное невозмущенное движение будет называться асимптотически устойчивым.

При решении практических задач динамики полета наибольший интерес представляет именно асимптотическая устойчивость движения летательного аппарата. Поэтому в дальнейшем, говоря об устойчивости того или иного вида движения летательного аппарата, будем всегда понимать под этим его асимптотическую устойчивость.

Таким образом, данное невозмущенное движение летательного аппарата практически будет называться устойчивым, если при любых, возможных в действительности начальных отклонениях ΔV°; $\Delta\alpha^\circ$; $\Delta\beta^\circ$; $\Delta\Theta^\circ$; $\Delta\gamma^\circ$; $\Delta\psi^\circ$; $\Delta\vartheta^\circ$ последующие отклонения $\Delta V(t)$; $\Delta\alpha(t)$; $\Delta\beta(t)$; $\Delta\vartheta(t)$ $\Delta\Theta(t)$; $\Delta\gamma(t)$; $\Delta\psi(t)$ будут в дальнейшем неограниченно уменьшаться с течением времени. Характерной особенностью рассмотренного определения устойчивости движения является то, что роль возмущающих воздействий сводится только к сообщению параметрам невозмущенного движения в какой-либо момент времени некоторых начальных отклонений. При этом в последующем движении возмущающие воздействия считаются отсутствующими.

Исследование вопроса о собственной устойчивости движения летательного аппарата может быть проведено путем анализа дифференциальных уравнений, описывающих его движение, или соответствующих передаточных функций. Устойчивость определяется характером собственных движений летательного аппарата, возникающих в результате наличия начальных отклонений и происходящих в отсутствие каких-либо возмущающих воздействий.

В соответствии с тем, что полученные исходные уравнения движения (2.6) и (2.8) являются независимыми, будем рассматривать по отдельности устойчивость продольного и бокового движений летательного аппарата. Анализируя в первую очередь продольное движение, воспользуемся системой уравнений (2.6), полагая в них отсутствие возмущающих воздействий:

$$f_y(t) = f_x(t) = f_{mz}(t) = 0.$$

Одновременно будем считать, что руль высоты сохраняет относительно корпуса летательного аппарата неизменное положение, соответствующее заданному невозмущенному режиму полета. Следовательно, отклонение $\Delta\delta_В$ будет равно нулю.

При этих условиях характеристическое уравнение, соответствующее получаемой однородной системе линейных дифференциальных уравнений, может быть получено в виде

$$p^4 + A_1 p^3 + A_2 p^2 + A_3 p + A_4 = 0. \tag{2.17}$$

Если корни последнего уравнения p_1; p_2; p_3; p_4, то для любой из переменных ΔV; $\Delta\Theta$; $\Delta\vartheta$; $\Delta\alpha$ решение имеет вид

$$\Delta\Theta = C_1 e^{p_1 t} + C_2 e^{p_2 t} + C_3 e^{p_3 t} + C_4 e^{p_4 t}.$$

Отсюда видно, что характер исследуемого возмущенного движения определяется видом указанных корней характеристического уравнения. Возможности различных сочетаний этих корней практически не одинаковы. Так, например, особенности компоновки летательного аппарата, общие закономерности возникновения аэродинамических сил и общепринятые соотношения между его конструктивными параметрами приводят к следующим возможным движениям.

Для летательных аппаратов обычной самолетной схемы наиболее характерным является случай двух пар комплексных корней:

$$p_{1,2} = a_1 \pm jb_1;$$

$$p_{3,4} = a_2 \pm jb_2,$$

в котором общее решение принимает вид

$$\Delta\Theta = e^{a_1 t}(D_1 \cos b_1 t + D_2 \sin b_1 t) + e^{a_2 t}(D_3 \cos b_2 t + D_4 \sin b_2 t)$$

(случай, соответствующий сочетанию двух колебательных движений).

Реже встречается случай пары комплексных и двух вещественных корней:

$$p_{1,2} = a_1 \pm jb_1;$$

$$p_3 = a_2;$$

$$p_4 = a_3,$$

отвечающий наличию в собственных колебаниях колебательной и двух апериодических составляющих.

При этом характерным является следующее условие: пары корней $p_{1,2}$ и $p_{3,4}$ значительно отличаются по модулю. С расчетной точки зрения это облегчает их вычисления, а в принципиальном отношении

отвечает разделению продольного движения на длинно-периодическую и коротко-периодическую составляющие*.

Необходимым и достаточным условием устойчивости движения летательного аппарата является отрицательность вещественных корней и вещественных частей комплексных корней характеристического уравнения (2.17). При этом численное значение отрицательной вещественной части определяет быстроту затухания собственных движений.

Не останавливаясь подробно на методике исследования устойчивости летательного аппарата и имея в виду, что ниже этот вопрос решается в более сложном случае системы летательный аппарат — автопилот, приведем следующий пример**.

Невозмущенное движение представляет собой горизонтальный полет со скоростью $V=800$ *км/ч*.

Характеристики рассматриваются для двух значений высоты полета $H_1=5000$ *м* и $H_2=12\,000$ *м*. Исходные данные, приведенные к принятым нами обозначениям, представлены в табл. 1.

Таблица 1

Обозначения	$H_1 = 5000$ *м*	$H_2 = 12\,000$ *м*	Обозначения	$H_1 = 5000$ *м*	$H_2 = 12\,000$ *м*
l_1	0,0140	0,0134	a_2	6,86	2,98
l_2	9,81	9,81	a_4	—1,293	—0,577
l_3	8,42	9,35	a_6	—0,0005	—0,0007
a_0	≈ 0	≈ 0	a_7	≈ 0	≈ 0
a_1	1,11	0,49	a_3	5,35	2,32
a_1'	0,50	0,22			

Подставляя заданные значения в выражения коэффициентов характеристического уравнения (2.17), получим последнее в виде:

$$H_1 = 5000; \quad p^4 + 2{,}914p^3 + 8{,}331p^2 + 0{,}1188p + 0{,}0294 = 0;$$

$$H_2 = 12\,000; \quad p^4 + 1{,}299p^3 + 3{,}278p^2 + 0{,}0455p + 0{,}0201 = 0.$$

А находя корни этих уравнений, можем записать

$$H_1 = 5000 \qquad p_{1,2} = -1{,}45 \pm 2{,}47j,$$

$$p_{3,4} = -0{,}00655 \pm 0{,}0592j;$$

$$H_2 = 12\,000 \qquad p_{1,2} = -0{,}644 \pm 1{,}678j,$$

$$p_{3,4} = -0{,}0056 \pm 0{,}0783j.$$

* См. Остославский И. В. Аэродинамика самолета. Оборонгиз, 1957.

** Ведров В. С., Романов Г. Л., Сурина В. Н. Самолет как объект регулирования. Труды МАП, № 74. Оборонгиз, 1957.

В обоих режимах полета первые пары корней отвечают коротко-периодической, а вторые — длинно-периодической составляющим движения.

Отметим, что порядки величин и соотношения между ними характерны для летательных аппаратов самолетной схемы.

Оценим, в какой мере упрощенные уравнения (2.11) продольного движения характеризуют коротко-периодическую составляющую собственных движений летательного аппарата.

С этой целью составим соответствующее однородной системе (2.11) характеристическое уравнение

$$p^3 + (a_1 - a_4)\,p^2 + (a_2 - a_1 a_4)\,p = 0.$$

Тогда, подставляя из таблицы значения коэффициентов, получим:

$$H_1 = 5000 \text{ м} \qquad p^3 + 2{,}403p^2 + 8{,}295p = 0;$$

$$H_2 = 12\,000 \text{ м} \qquad p^3 + 1{,}067p^2 + 3{,}263p = 0.$$

Откуда

$$H_1 = 5000 \text{ м} \qquad p_{1,2} = -1{,}202 \pm 2{,}61j;$$

$$p_3 = 0;$$

$$H_2 = 12\,000 \text{ м} \qquad p_{1,2} = -0{,}534 \pm 1{,}795j;$$

$$p_3 = 0.$$

Полученное совпадение результатов указывает на возможность использования приближенных уравнений для проведения исходных ориентировочных расчетов. Что же касается нулевого корня, то он характеризует, как известно, астатичность системы в отношении углов Θ и ϑ. Это является следствием пренебрежения весовыми членами в уравнениях продольного движения. Заметим, что в отношении угла атаки α летательный аппарат остается статическим.

Аналогично может быть рассмотрен вопрос и о собственных колебаниях летательного аппарата в его боковом движении. Не останавливаясь подробно на картине возмущенного движения, описываемого исходными уравнениями (2.8), отметим лишь некоторые основные результаты.

Наиболее характерным для бокового возмущенного движения летательного аппарата является тот случай, когда соответствующее характеристическое уравнение имеет пару комплексных корней и два вещественных корня. В этом случае возмущенное движение складывается из колебательной и двух апериодических составляющих. При этом один из вещественных корней, как правило, получается весьма малым по величине, что соответствует очень малой степени устой-

чивости или даже ее потере (в случае положительности указанного малого корня).

Для того чтобы иметь представление о порядке получаемых здесь величин, сошлемся на характерный пример анализа возмущенного бокового движения самолета. Исходные данные этого примера применительно к нашим обозначениям в уравнениях (2.8) бокового движения приведены в табл. 2.

Таблица 2

Обозначения	$H_1 = 5000$ *м*	$H_2 = 12\,000$ *м*	Обозначения	$H_1 = 5000$ *м*	$H_2 = 12\,000$ *м*
c_1	3,920	1,660	b_4	—0,1400	—0,0590
c_2	14,700	6,200	b_7	0,0486	0,0152
c_3	12,800	5,700	c_1'	1,2600	0,5600
c_4	1,780	0,750			
b_1	0,456	0,190	b_1'	0,0442	0,0198
b_2	5,410	2,280	b_6	≈ 0	≈ 0
b_3	1,980	0,835	b_5	—0,0450	—0,0450

При этих данных характеристическое уравнение для однородной системы (2.8) принимает вид

$$H_2 = 12\,000p^4 + 1{,}909p^3 + 2{,}69p^2 + 3{,}95p - 0{,}000549 = 0$$

и его корни

$$p_{1,2} = -0{,}107 \pm 1{,}525j;$$

$$p_3 = -1{,}695;$$

$$p_4 = 0{,}000139.$$

В данном случае боковое невозмущенное движение является неустойчивым.

В дальнейшем будем предполагать, что при решении задач автоматической стабилизации можно исходить из возможности разделения бокового движения на движения рыскания и крена, описываемые соответственно упрощенными уравнениями (2.15) и (2.16). Принимая это во внимание, отметим, что благодаря идентичности уравнений (2.11) и (2.13) характер движения рыскания аналогичен коротко-периодическим колебаниям летательного аппарата в его продольном движении (полная идентичность имеет место, как уже указывалось, лишь при осевой симметрии аппарата). Что касается движения крена, то оно при этих условиях описывается простым уравнением (2.16) второго порядка и его анализ не вызывает существенных затруднений.

Многообразие возможных собственных движений летательного аппарата определяется его схемой и конструктивными параметрами. При этом оказывается, что обеспечить устойчивость летательного аппарата за счет надлежащего выбора его собственных характеристик в различных условиях и режимах полета часто не представляется возможным. В этих случаях приходится прибегать к его автоматической стабилизации.

§ 9. ПОНЯТИЕ ОБ УПРАВЛЯЕМОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Рассмотренное свойство устойчивости движения летательного аппарата характеризует способность последнего к сохранению некоторого заданного режима полета. В частности, в приведенных примерах в качестве заданного режима полета принимался режим горизонтального, прямолинейного полета с постоянной скоростью. В случаях практического использования летательного аппарата представляет интерес вопрос не только о сохранении данного режима, но и о возможности, когда это необходимо, достаточно быстрого его изменения. Способность летательного аппарата к изменениям режимов полета, т. е. к выполнению различных эволюций, принято оценивать так называемой управляемостью.

Под управляемостью летательного аппарата обычно понимается способность последнего к изменению своего положения в пространстве при соответствующих перемещениях рулей управления. Управляемость летательного аппарата может быть охарактеризована интенсивностью изменения во времени любого из рассматриваемых кинематических параметров. Однако наибольший практический интерес представляют те переменные, с помощью которых оценивают степень искривления траектории центра тяжести. Это объясняется тем, что главная задача управления летательным аппаратом состоит в обеспечении определенной траектории полета, в то время как вращение летательного аппарата вокруг его центра тяжести является одним из средств решения этой задачи. При этом следует заметить, что интенсивность изменения таких угловых координат, как ϑ, α, β и т. д., хотя и косвенно, но влияет на изменение траектории полета.

В качестве переменных, оценивающих изменение траектории, могут быть выбраны углы Θ и $\psi - \beta$, которые вместе с величиной скорости V характеризуют быстроту изменения направления вектора $\overline{V}$, а следовательно, и направления полета.

Кроме того, знание законов изменения этих переменных позволяет определить линейные отклонения Δl летательного аппарата от заданной траектории и возникающие при движении перегрузки n. Эти величины представляют интерес еще и потому, что именно по величинам линейных ускорений можно судить о тех дополнительных инерционных силах, которые влияют на организм летчика и конструкцию летательного аппарата. Помимо этого, величины линейных ускорений

дают возможность непосредственно определить и степень искривления траектории движения летательного аппарата.

Степень восприимчивости летательного аппарата к отклонениям его органов управления может быть оценена различными способами. Широко применяемыми в теории автоматического регулирования являются метод определения реакции системы на ступенчатое единичное изменение управляющего воздействия и метод определения реакции на изменение управляющего воздействия по гармоническому закону.

В первом случае мы имеем дело с переходными функциями системы, во втором — с ее частотными характеристиками. Оба указанных приема тесно связаны друг с другом. Тем не менее они находят различные сферы практического применения и в каждом конкретном случае имеют определенные преимущества и недостатки. Метод частотных характеристик во многих случаях оказывается предпочтительным, так как знание этих характеристик необходимо не только для решения вопросов управляемости собственно летательного аппарата, но и при проектировании и анализе всего контура стабилизации и управления.

Контрольные вопросы

1. Какими признаками определяется аэродинамическая схема летательного аппарата?

2. Каковы основные частные виды общей схемы? Каковы их особенности в отношении собственной устойчивости и управляемости?

3. Каковы основные способы создания управляющих усилий?

4. Укажите основные типы возмущений, действующих на летательный аппарат.

5. Ценой каких упрощающих предположений возмущенное движение летательного аппарата может быть приближенно подразделено на продольное и боковое?

6. Для какой аэродинамической схемы такое подразделение наиболее точно имеет место при действительном движении?

7. Как отражается на особенностях возмущенного движения летательного аппарата наличие у него осевой динамической симметрии?

8. При какой аэродинамической схеме летательного аппарата имеет место наилучшая его управляемость?

9. Как связаны свойства собственной устойчивости и управляемости летательного аппарата?

10. Чем ограничивается возможность повышения собственной устойчивости летательного аппарата?

11. Чем ограничивается возможность повышения управляемости?

12. При каких условиях, изучая возмущенное движение летательного аппарата, можно приближенно не принимать во внимание влияние силы тяжести?

13. От каких обстоятельств зависит статичность и астатичность летательного аппарата в отношении угловых отклонений (по отношению к возмущающим воздействиям)?

ЛИТЕРАТУРА

Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета. Оборонгиз, 1962.

Остославский И. В. Аэродинамика самолета. Ч. 1. Гл. I. Ч. 2. Гл. VI, VIII. Оборонгиз, 1957.

Феодосьев В. И., Синярев Г. Б. Введение в ракетную технику. Гл. VII. Оборонгиз, 1960.

Боднер В. А., Козлов М. С. Стабилизация летательных аппаратов и автопилоты. Гл. II. Оборонгиз, 1961.

Ведров В. С. Динамическая устойчивость самолета. Оборонгиз, 1938.

Ведров В. С., Романов Г. Л., Сурина В. Н. Самолет как объект регулирования. Труды МАП, № 74. Оборонгиз, 1957.

Марисов В. И., Кучеров И. К. Управляемые снаряды. Гл. II. Воениздат, 1959.

Гуткин Л. С. Принципы радиоуправления беспилотными объектами. Гл. I. Изд-во «Советское радио», 1959.

Малкин И. Г. Теория устойчивости движения. Гл. I. ГИТТЛ, 1952.

Пелегрэн М. Статистический расчет следящих систем. Гл. V. Изд-во иностр. лит-ры, 1957.

Хохлов А. Ф. Теория и техническое применение автоматических устройств. Гл. XI, XII. Машгиз, 1959.

Доброленский Ю. П. Турбулентность атмосферы как источник возмущений для систем автоматического управления самолетом. Известия АН СССР. ОТН. Энергетика и автоматика, № 5, 1961.

Крысенко Г. Д. Управление реактивными снарядами. Гл. II, V. Воениздат, 1960.

ГЛАВА III

ДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

§ 1. ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ КАК ОБЪЕКТ РЕГУЛИРОВАНИЯ

При решении задач автоматического управления и стабилизации летательных аппаратов следует пользоваться широко разработанными методами теории автоматического регулирования.

Рассматривая основной принцип работы системы летательный аппарат—автопилот и соответствующую структурную схему (рис. 1.12), можно убедиться в том, что летательный аппарат и совокупность всех звеньев автопилота представляют собой единую динамическую систему, являющуюся как по своему назначению, так и по структуре системой автоматического регулирования. Это позволяет при анализе различных систем летательный аппарат — автопилот использовать основные положения и методы теории автоматического регулирования.

Следуя методам указанной теории, летательный аппарат можно рассматривать как объект регулирования, а автопилот, управляющий его движением, как специальный регулятор. При этом переменные величины, характеризующие состояние летательного аппарата, согласно терминологии, принятой в теории автоматического регулирования, являются параметрами регулирования.

Рассмотрим три основные группы параметров регулирования.

П е р в а я г р у п п а — р е г у л и р у е м ы е п а р а м е т р ы. К этой группе относятся величины, которые в процессе автоматического пилотирования должны по возможности поддерживаться постоянными или изменяться по определенным, заранее заданным законам. Такими величинами являются скорость полета V, угол Θ наклона траектории, углы тангажа ϑ, курса ψ и крена γ и высота полета H. Именно в сохранении заданных значений или законов изменения перечисленных величин и состоит процесс автоматического управления летательным аппаратом. В некоторых случаях в качестве регулируемых параметров могут быть выбраны не указанные выше переменные, а их производные по времени, т. е. путевое ускорение $\dot{V}$, угловые скорости $\dot{\Theta}$, $\dot{\psi}$, $\dot{\gamma}$ и т. п.

Вторая группа — регулирующие параметры. К этой группе относятся те переменные величины, которые характеризуют перемещения органов управления летательного аппарата. В системах автоматического пилотирования такими основными регулирующими параметрами будут являться углы поворотов: $\delta_в$ — руля высоты, $\delta_н$ — руля направления и $\delta_э$ — элеронов, или эквивалентные им параметры при иных схемах управления. К этой же группе параметров могут быть отнесены и величины, определяющие положения органов управления двигателями.

Третья группа — неуправляемые параметры или нагрузки. К этой группе необходимо относить все те величины, которые определяют внешние возмущающие воздействия на систему летательный аппарат — автопилот. Такими величинами являются возмущающие силы f_x, f_y и f_z, а также создаваемые ими моменты f_{mx}, f_{my} и f_{mz}.

В соответствии с общей задачей стабилизации полета летательного аппарата часто оказывается более удобным рассматривать в качестве параметров регулирования не сами величины, а их отклонения от некоторых значений, отвечающих заданному режиму полета. Взаимосвязь между указанными параметрами регулирования находит свое отражение в уравнениях объекта регулирования, которыми в данном случае являются уравнения (2.6) и (2.8) движения летательного аппарата. Эти уравнения, хотя и являются упрощенными, остаются все-таки слишком сложными для широкого использования их при аналитических методах исследования систем автоматической стабилизации. Поэтому они обычно находят применение лишь при моделировании указанных систем с помощью соответствующих моделирующих устройств. Для аналитических же методов исследования приходится применять независимые системы уравнений (2.11), (2.15) и (2.16) продольного движения и движений рыскания и крена. Эти уравнения могут быть использованы в качестве уравнений объектов регулирования при изучении систем стабилизации каждого из указанных движений летательного аппарата независимо одно от другого. В тех случаях, когда стабилизация летательного аппарата осуществляется одновременно и взаимосвязанно относительно нескольких координатных осей (эта взаимосвязь для исследуемого автопилота является очень существенной), приходится пользоваться более полными уравнениями (2.10), (2.13) и (2.14). В наиболее сложных случаях возникает необходимость применения линеаризированных исходных уравнений (2.6) и (2.8).

При решении задач автоматической стабилизации основные динамические свойства летательного аппарата как объекта регулирования характеризуются его реакциями на изменение управляющих параметров и возмущающих воздействий. Сами реакции определяются законами изменения соответствующих переменных ΔV, $\Delta\vartheta$, $\Delta\Theta$, $\Delta\psi$, $\Delta\gamma$.

Указанные характеристики можно определять, пользуясь понятием передаточной функции $W(p)$ системы. Такие передаточные функции позволяют характеризовать движение самого объекта, а также изучать движение системы летательный аппарат — автопилот.

Передаточные функции определяются как отношение операторных изображений выходной и входной координат. Выбирая в качестве исходных уравнения (2.11), (2.15) и (2.16) последовательно для каждого из движений, получим выражения для интересующих нас передаточных функций.

Начиная со случая продольного движения летательного аппарата, перепишем уравнения (2.11) в операторной форме (в дальнейшем для упрощения записи будем опускать знак Δ перед переменными):

$$(p^2 + a_1 p)\vartheta + a_2\alpha = -a_3\delta_в + f_{mz};$$

$$p\Theta + a_4\alpha = f_y;$$

$$\vartheta = \Theta + \alpha.$$

Исключая из последней системы переменные α и Θ, полагая равными нулю возмущающие воздействия и определяя отношение $\frac{\vartheta}{\delta_в}$, найдем передаточную функцию $W_\vartheta^{\delta_в}(p)$ выхода ϑ по отношению к управляющему воздействию $\delta_в^\vartheta$

$$W_\vartheta^{\delta_в}(p) = -\frac{a_3(p - a_4)}{p^3 + (a_1 - a_4)p^2 + (a_2 - a_1 a_4)p} = -\frac{\vartheta}{\delta_в}. \qquad (3.1)$$

Таким же образом, вводя соответствующие обозначения, найдем остальные передаточные функции системы

$$W_\Theta^{\delta_в}(p) = \frac{a_3 a_4}{p^3 + (a_1 - a_4)p^2 + (a_2 - a_1 a_4)p} = -\frac{\Theta}{\delta_в}; \qquad (3.2)$$

$$W_\alpha^{\delta_в}(p) = \frac{a_3}{p^2 + (a_1 - a_4)p^2 + (a_2 - a_1 a_4)} = -\frac{\alpha}{\delta_в}. \qquad (3.3)$$

Для бокового движения, описываемого уравнениями (2.15), (2.16), соответственно будем иметь

$$W_\psi^{\delta_н}(p) = \frac{b_3(p - b_4)}{p^3 + (b_1 - b_4)p^2 + (b_2 - b_1 b_4)p} = -\frac{\psi}{\delta_н}; \qquad (3.4)$$

$$W_\beta^{\delta_н}(p) = \frac{b_3}{p^2 + (b_1 - b_4)p + (b_2 - b_1 b_4)} = -\frac{\beta}{\delta_н}. \qquad (3.5)$$

Вводя угол φ, определяющий угол между проекцией касательной к траектории на плоскость $x_g^* O_c z_g^*$ и осью $O_c x_g^*$,

$$\varphi = \psi - \beta,$$

найдем

$$W_{\varphi}^{\delta_{\text{н}}}(p) = -\frac{b_3 b_4}{p^3 + (b_1 - b_4)p^2 + (b_2 - b_1 b_4)p} = -\frac{\varphi}{\delta_{\text{н}}} \quad (3.6)$$

и для движения крена

$$W_{\gamma}^{\delta_{\text{э}}}(p) = \frac{c_3}{p^2 + c_1 p} = -\frac{\gamma}{\delta_{\text{э}}}. \quad (3.7)$$

Аналогично могут быть получены и передаточные функции летательного аппарата по отношению к возмущающим воздействиям. Благодаря совпадению по виду уравнений (2.11) и (2.15) продольного движения и рыскания ограничимся составлением указанных передаточных функций лишь для первого из них.

Полагая отсутствующим управляющее воздействие

$$\delta_{\text{в}} = 0$$

и поочередно приравнивая нулю возмущающие воздействия $f_y(t)$ и $f_{mz}(t)$, с помощью уравнений (2.11) последовательно найдем

$$\begin{aligned}
W_{\vartheta}^{f_y}(p) &= \frac{a_2}{p^3 + (a_1 - a_4)p^2 + (a_2 - a_1 a_4)p};\\
W_{\theta}^{f_y}(p) &= \frac{p^2 + a_1 p + a_2}{p^3 + (a_1 - a_4)p^2 + (a_2 - a_1 a_4)p};\\
W_{\alpha}^{f_y}(p) &= -\frac{p + a_1}{p^2 + (a_1 - a_4)p + (a_2 - a_1 a_4)};\\
W_{\vartheta}^{f_{mz}}(p) &= \frac{p - a_4}{p^3 + (a_1 - a_4)p^2 + (a_2 - a_1 a_4)p};\\
W_{\theta}^{f_{mz}}(p) &= -\frac{a_4}{p^3 + (a_1 - a_4)p^2 + (a_2 - a_1 a_4)p}; \quad (3.8)\\
W_{\alpha}^{f_{mz}}(p) &= \frac{1}{p^2 + (a_1 - a_4)p + (a_2 - a_1 a_4)}.
\end{aligned}$$

Чтобы найти соответствующие выражения для движения рыскания, достаточно в последних соотношениях лишь сменить обозначения коэффициентов a_j на b_j. Для движения крена можно записать

$$W_{\gamma}^{f_{mx}}(p) = \frac{1}{c_1 p\left(\frac{1}{c_1}p + 1\right)}. \quad (3.9)$$

Этим путем могут быть определены и передаточные функции системы в случае использования иных, более полных уравнений продольного и бокового движений. Так, например, исходя из уравнений (2.6), в которых

$$a_1' = a_5 = 0,$$

найдем следующие передаточные функции по отношению к управляющему воздействию $\delta_В$:

$$W_{\vartheta}^{\delta_В}(p) = -\frac{\vartheta}{\delta_В} = \frac{p^2 + (l_1 - a_4 + a_7)\,p + [(l_3 - l_2)\,a_6 - l_1 a_4 + l_1 a_7]}{p^4 + A_1 p^3 + A_2 p^2 + A_3 p + A_4}\,a_3;$$

$$W_{\theta}^{\delta_В}(p) = -\frac{\theta}{\delta_В} = \frac{a_3 a_4 p - a_3 l_1 a_4 + a_3 a_6 l_3}{p^4 + A_1 p^3 + A_2 p^2 + A_3 p + A_4}; \quad (3.10)$$

$$W_{\alpha}^{\delta_В}(p) = -\frac{\alpha}{\delta_В} = \frac{a_3 p^2 + (a_3 a_7 + a_3 l_1)\,p + a_3 a_7 l_1 - a_3 a_6 l_2}{p^4 + A_1 p^3 + A_2 p^2 + A_3 p + A_4};$$

$$W_{V}^{\delta_В}(p) = \frac{V}{\delta_В} = \frac{a_3 l_3 p + l_2 a_7 - a_3 a_4 l_2}{p^4 + A_1 p^3 + A_2 p^2 + A_3 p + A_4},$$

где введены обозначения:

$$A_1 = a_1 + l_1 - a_4 - a_7;$$

$$A_2 = a_6 l_3 + a_2 - a_6 l_2 + a_1 l_1 - a_1 a_7 - a_1 a_4 - a_7 l_1 - a_4 l_1;$$

$$A_3 = -a_1 l_1 a_4 - a_1 l_1 a_7 - a_0 l_3 + a_0 l_2 + a_0 l_2 a_7 +$$
$$+ a_2 l_1 + a_2 a_7 + a_6 l_3 a_1 - a_6 l_2 a_1 - a_0 l_2;$$

$$A_4 = -a_2 a_6 l_2 - a_0 a_7 l_3 + a_0 l_2 a_7 + a_2 l_1 a_7 + a_0 l_2 a_4 - a_0 l_2 a_7.$$

Аналогично, исходя из уравнений (2.12), определим передаточные функции летательного аппарата в его боковом движении (для простоты ограничимся рассмотрением лишь одного возмущающего воздействия f_z):

$$\left.\begin{aligned} W_{\psi}^{\delta_Н}(p) &= \frac{p^2 + (c_1 b_3 - b_3 b_4 + b_2 b_7)\,p + (b_2 b_7 c_1 - c_1 b_4 b_3)}{p^4 + B_1 p^3 + B_2 p^2 + B_3 p + B_4}; \\ W_{\psi}^{\delta_Э}(p) &= -\frac{b_2 b_5 c_3}{p^5 + B_1 p^4 + B_2 p^3 + B_3 p^2 + B_4 p}; \\ W_{\psi}^{f_z}(p) &= \frac{b_2 p + c_1 b_2}{p^4 + B_1 p^3 + B_2 p^2 + B_3 p + B_4}; \end{aligned}\right\} \quad (3.11)$$

$$\left.\begin{aligned} W_{\gamma}^{\delta_Н}(p) &= \frac{c_2 b_7 p + c_2 b_1 b_7 - c_2 b_3}{p^4 + B_1 p^3 + B_2 p^2 + B_3 p + B_4}; \\ W_{\gamma}^{\delta_Э}(p) &= \frac{c_3 p^2 + (c_3 b_1 - c_3 b_4)\,p - (c_3 b_1 b_4 - b_2 c_3)}{p^4 + B_1 p^3 + B_2 p^2 + B_3 p + B_4}; \\ W_{\gamma}^{f_z}(p) &= \frac{c_2 p - c_2 b_1}{p^4 + B_1 p^3 + B_2 p^2 + B_3 p + B_4}; \end{aligned}\right\} \quad (3.12)$$

$$\left.\begin{aligned} W_{\beta}^{\delta_{н}}(p) &= \frac{c_2 b_7 p + c_2 b_7 b_1 - c_2 b_3}{p^4 + B_1 p^3 + B_2 p^2 + B_3 p + B_4}; \\ W_{\beta}^{\delta_{э}}(p) &= \frac{c_3 p^2 + (c_3 b_1 - c_3 b_4)\, p + b_2 c_3 - c_3 b_1 b_4}{p^4 + B_1 p^3 + B_2 p^2 + B_3 p + B_4}; \\ W_{\beta}^{f_z}(p) &= \frac{c_2 p + c_2 b_1}{p^4 + B_1 p^3 + B_2 p^2 + B_3 p + B_4}, \end{aligned}\right\} \quad (3.13)$$

где

$$B_1 = c_1 + b_1 - b_4;$$

$$B_2 = b_1 c_1 - b_1 b_4 - b_4 c_1 + b_2;$$

$$B_3 = b_5 c_2 + c_1 b_2 - b_1 c_1 b_4;$$

$$B_4 = b_5 b_1 c_2.$$

Полученные выражения позволяют более точно определять продольное и боковое движение летательного аппарата. С их помощью могут быть построены соответствующие частотные характеристики.

При решении вопросов маневренности и управляемости летательного аппарата представляет интерес изменение положения центра тяжести летательного аппарата и возникающих перегрузок. Вопрос определения соответствующих передаточных функций для простоты рассмотрим, ограничиваясь случаем движения осесимметричного летательного аппарата в какой-либо одной плоскости.

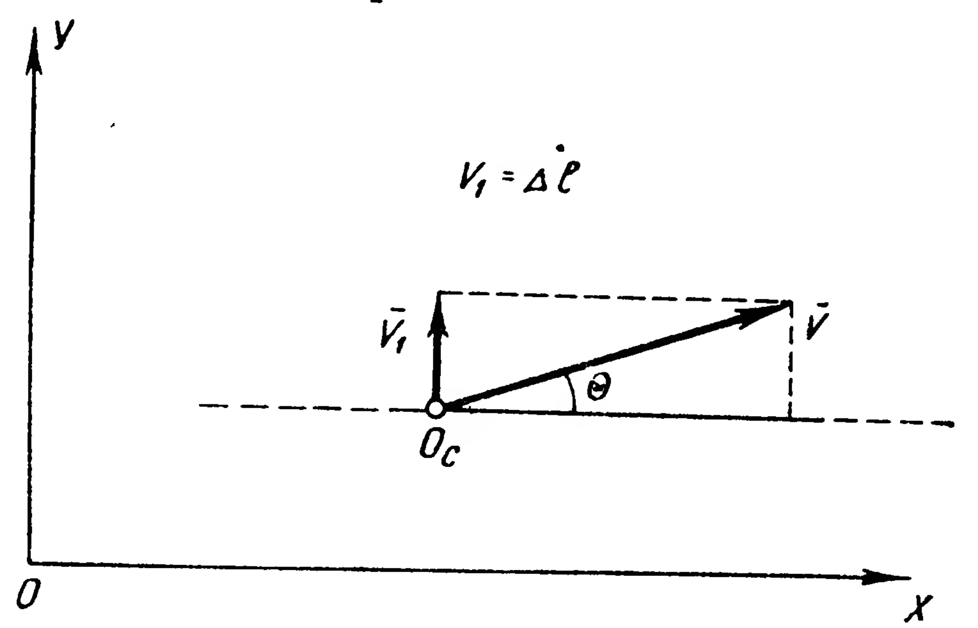


Рис. 3.1. Определение скорости отклонений центра тяжести летательного аппарата

Рассмотрим летательный аппарат, движущийся в некоторой плоскости XOY (рис. 3.1). Пусть невозмущенное движение представляет собой прямолинейное движение с некоторой постоянной скоростью V. Будем оценивать отклонения Δl центра тяжести O_c летательного аппарата при его возмущенном движении в направлении оси OY. Определяя указанные отклонения как смещения точки O_c в направлении, перпендикулярном к невозмущенной траектории, можно записать

$$\Delta\dot{l} \approx V\,\Theta.$$

Откуда для передаточной функции отклонения Δl по отношению к управляющему отклонению руля

$$W_{\Delta l}^{\delta_{\text{в}}}(p) = \frac{\Delta l}{\delta_{\text{в}}} = \frac{\Delta l}{\theta} \cdot \frac{\theta}{\delta_{\text{в}}} = \frac{V}{p} W_{\theta}^{\delta_{\text{в}}}(p). \qquad (3.14)$$

Затем, исходя из уравнений (2.11) и воспользовавшись ранее полученной формулой (3.2), окончательно будем иметь

$$W_{\Delta l}^{\delta_{\text{в}}}(p) = -\frac{Va_3a_4}{p^4 + (a_1 - a_4)p^3 + (a_2 - a_1a_4)p^2}. \qquad (3.15)$$

Найденная передаточная функция определяет реакцию летательного аппарата, выражающуюся в отклонении его центра тяжести от заданной траектории при отклонении руля управления.

Далее перейдем к рассмотрению передаточной функции для перегрузок. В соответствии с поставленной задачей ограничимся нормальными перегрузками.

В общем случае, как известно, полное ускорение $\overline{W}$ движущейся точки складывается из двух составляющих:

$$\overline{W} = \overline{W}_{\tau} + \overline{W}_n,$$

где $\overline{W}_{\tau}$ — касательное или тангенциальное ускорение точки, направленное по касательной к траектории движения, численно равное

$$W_{\tau} = \frac{dV}{dt} = \dot{V}$$

и характеризующее изменение величины скорости движения точки;

$\overline{W}_n$ — нормальное ускорение точки, направленное по главной нормали к центру кривизны траектории, численно равное

$$W_n = \frac{V^2}{\rho}$$

и характеризующее изменение направления скорости движения точки. В последнем равенстве величина ρ является радиусом кривизны данной траектории.

Выражение для нормального ускорения можно привести к виду

$$W_n = V\dot{\theta}.$$

Учитывая, что перегрузкой n называется отношение ускорения W_n к величине ускорения g силы тяжести, получим

$$n = \frac{V}{g}\dot{\theta}.$$

Для передаточной функции $W_n^{\delta_{\text{в}}}(p)$, характеризующей реакцию летательного аппарата изменением перегрузок на отклонение $\delta_{\text{в}}$ органа управления, будем иметь

$$W_n^{\delta_{\text{в}}}(p) = \frac{n}{\delta_{\text{в}}} = \frac{n}{\theta} \cdot \frac{\theta}{\delta_{\text{в}}} = -\frac{V}{g} pW_{\theta}^{\delta_{\text{в}}}(p).$$

Подставляя выражение (3.2), для $W_\Theta{}^{\delta в}(p)$ окончательно найдем

$$W_n^{\delta в}(p) = \frac{V}{g} \cdot \frac{a_3 a_4}{p^2 + (a_1 - a_4)p + (a_2 - a_1 a_4)}. \qquad (3.16)$$

Для выяснения динамического смысла входящих коэффициентов и возможности непосредственного использования результатов теории автоматического регулирования целесообразно записать выведенные выражения передаточных функций в общепринятой стандартной форме*

$$W_\vartheta^{\delta в}(p) = \frac{k_1(T_1 p + 1)}{p(T^2 p^2 + 2\xi T p + 1)}, \qquad (3.17)$$

где $k_1 = \frac{a_3 a_4}{a_2 - a_1 a_4}$ — коэффициент усиления летательного аппарата;
$T^2 = \frac{1}{a_2 - a_1 a_4}$ и $T_1 = -\frac{1}{a_4}$ — постоянные времени;
$\xi = \frac{a_1 - a_4}{2\sqrt{a_2 - a_1 a_4}}$ — коэффициент затухания.

Аналогично

$$W_\Theta^{\delta в}(p) = \frac{k_1}{p(T^2 p^2 + 2\xi T p + 1)};$$

$$W_\alpha^{\delta в}(p) = \frac{k_2}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1}; \qquad (3.18)$$

$$W_{\Delta l}^{\delta в}(p) = \frac{k_3}{p^2(T^2 p^2 + 2\xi T p + 1)};$$

$$W_n^{\delta в}(p) = \frac{k_4}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1},$$

где

$$k_2 = a_3;$$

$$k_3 = -V a_3 a_4;$$

$$k_4 = -\frac{V}{g} a_3 a_4.$$

В такой же форме записываются и передаточные функции для движения рыскания (лишь с заменой обозначений коэффициентов).

Для движения крена

$$W_\gamma^{\delta э}(p) = \frac{k_5}{p(T_2 p + 1)};$$

$$T_2 = \frac{1}{c_1}; \qquad (3.19)$$

$$k_5 = \frac{c_3}{c_1}.$$

* Кузовков Н. Т. Теория автоматического регулирования, основанная на частотных методах. Оборонгиз, 1960.

Подобная форма может быть введена и для передаточных функций (3.8) по отношению к возмущающим воздействиям.

При использовании полных уравнений (2.6) и (2.8) продольного и бокового движений приведение передаточных функций к стандартной форме является более сложным и требует громоздких выкладок*.

Найденные передаточные функции летательного аппарата определяют его реакции на отклонения органов управления и действие

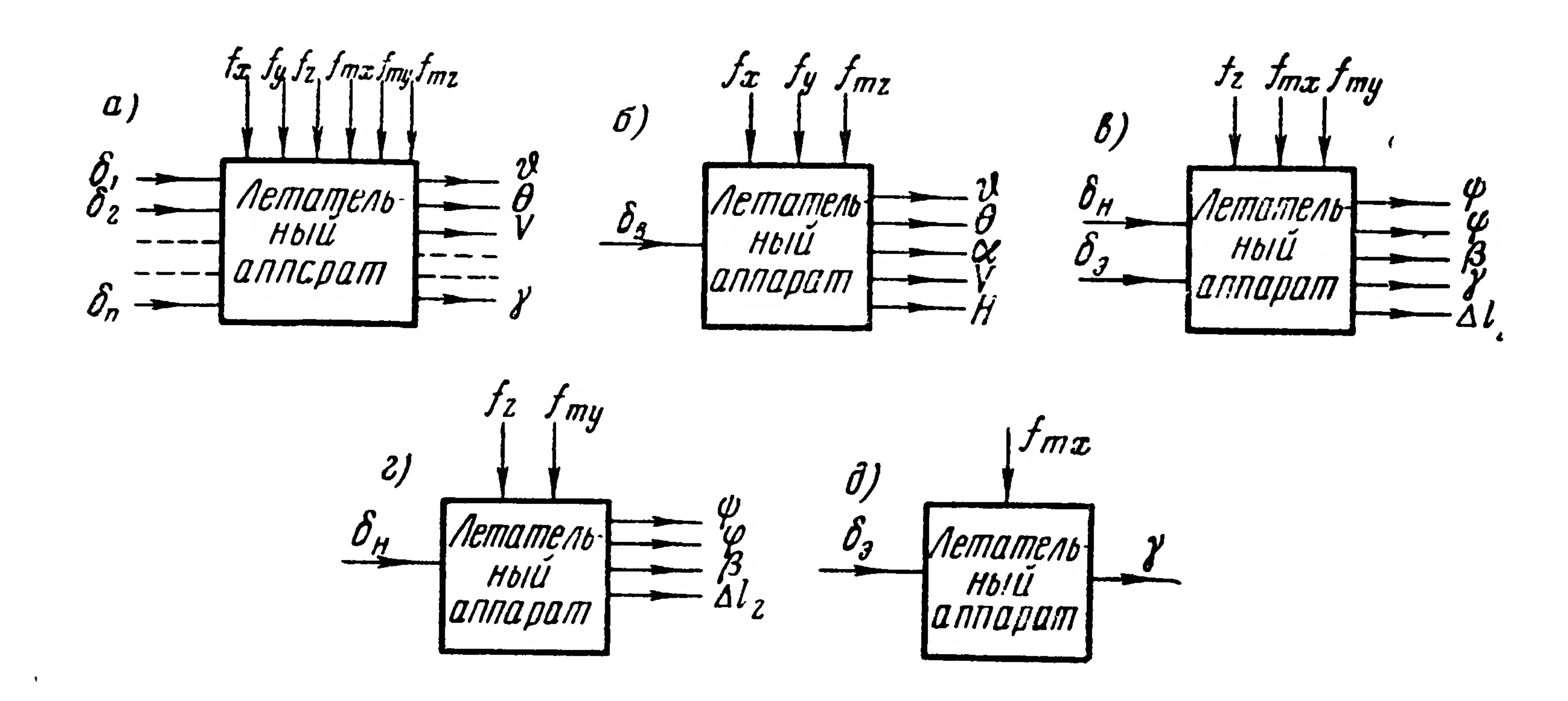


Рис. 3.2. Летательный аппарат как динамическое звено при рассмотрении его различных движений:

а — общий случай движения; *б* — продольчое движение; *в* — боковое движение; *г* — курсовое движение; *д* — движение крена

возмущений. Они позволяют характеризовать динамические свойства летательного аппарата, оценить его устойчивость и управляемость, а также составлять уравнения движения системы летательный аппарат—автопилот.

Таким образом, летательный аппарат может рассматриваться как динамическое звено (рис. 3.2), входными переменными для которого являются управляющие воздействия $\delta_н$, $\delta_в$, $\delta_э$ (или иные переменные при других способах управления) и возмущающие воздействия f_x, f_y, f_z, f_{mx}, f_{my}, f_{mz}. Выходными переменными являются кинематические параметры ϑ, Θ, α, V, ψ, γ, β, , ω_x, ω_y, ω_z, H, n движения летательного аппарата.

В этом случае летательный аппарат характеризуется совокупностью передаточных функций, каждая из которых связывает определенную пару выходной и входной координат.

При рассмотрении летательного аппарата как объекта регулирования можно представить его в виде динамического звена (рис. 3.2),

* Ведров В. С., Романов Г. С., Сурина В. Н. Самолет как объект регулирования. Труды МАП, № 74. Оборонгиз, 1957.

схема которого будет отражать применяемые уравнения движения летательного аппарата. Так, при использовании уравнений, наиболее полно характеризующих движение летательного аппарата, схема последнего как объекта регулирования принимает вид, показанный на рис. 3.2, *а*. При выделении из общего сложного движения летательного аппарата какой-либо одной составляющей, например одного продольного движения, описываемого уравнениями (2.6), схема летательного аппарата как объекта регулирования принимает вид, приведенный на рис. 3.2, *б*. Аналогично могут быть составлены схемы рассматриваемого объекта регулирования при анализе лишь только одного бокового движения (рис. 3.2, *в*), описываемого уравнениями (2.8), или в отдельности его курсового (рис. 3.2, *г*) и кренового (рис. 3.2, *д*) движений, описываемых соответственно уравнениями (2.15) и (2.16).

§ 2. ЧАСТОТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Частотной характеристикой любого динамического звена называется зависимость (от частоты) отношения амплитуд его выходной и входной координат и фазового сдвига между ними при гармоническом изменении входной переменной.

Для пояснения рассмотрим динамическое звено с входной координатой x_1 и выходной x, зависимость между которыми описывается уравнением

$$d(p)\,x = m(p)\,x_1$$

или соотношением

$$x = W(p)\,x_1,$$

где $W(p) = \frac{m(p)}{d(p)}$ — передаточная функция звена.

Предположим, что входная переменная x_1 изменяется по гармоническому закону

$$x_1 = X_1 \sin \omega t,$$

где X_1 — амплитудное значение координаты;

ω — круговая частота колебаний.

Выясним при этих условиях характер реакции системы или, иначе говоря, закон изменения во времени ее выходной координаты x.

Движение в этом случае будет складываться из собственных движений звена и его вынужденных колебаний, остающихся ограниченными.

Как известно из теории линейных систем, частное решение, определяющее вынужденные колебания, будет иметь вид

$$x = X \sin(\omega t + \varphi),$$

где X — амплитудное значение выходной координаты;

φ — фазовый угол сдвига между изменением во времени переменных x_1 и x.

При этом необходимо иметь в виду, что величины X и φ зависят от частоты ω изменения входной координаты x_1, являясь ее функциями: $X = X(\omega)$; $\varphi = \varphi(\omega)$.

Зависимость отношения

$$\frac{X}{X_1} = A$$

амплитуд выходной x и входной x_1 координат системы от частоты ω гармонического воздействия называется *амплитудной частотной характеристикой системы.* Зависимость угла φ сдвига фаз между законами изменения входной и выходной переменных от той же частоты ω гармонического воздействия называется *фазовой частотной характеристикой системы.* Обе эти характеристики для заданной линейной системы могут быть найдены путем отыскания частного решения уравнения движения системы и изображены графически соответствующими кривыми зависимостей $A(\omega) = \frac{X(\omega)}{X_1(\omega)}$ и $\varphi(\omega)$.

В задачах автоматического регулирования применяется более простой способ построения указанных характеристик. Для пояснения сущности последнего рассмотрим выражение $W(p)$ передаточной функции звена, равное отношению оператора воздействия $m(p)$ изучаемой системы к ее собственному оператору $d(p)$. Произведем в выражении $W(p)$ замену, полагая, что

$$p = j\omega.$$

Тогда* полученное комплексное число

$$W(j\omega) = \frac{m(j\omega)}{d(j\omega)} = P(\omega) + jQ(\omega)$$

по своему модулю будет равняться отношению $A(\omega)$ амплитуд выходных и входных колебаний

$$|W(j\omega)| = \sqrt{P^2(\omega) + Q^2(\omega)} = A(\omega)$$

и его аргумент — углу $\varphi(\omega)$ сдвига фазы

$$\arg W(j\omega) = \operatorname{arctg} \frac{Q(\omega)}{P(\omega)} = \varphi(\omega).$$

---

* Воронов А. А. Элементы теории автоматического регулирования. Воениздат, 1954, стр. 199—203.

Пользуясь приведенными формулами, можно сравнительно просто построить как отдельные кривые для амплитудной и фазовой характеристик изучаемой системы, так и кривую, объединяющую обе указанные характеристики. По виду амплитудно-фазовой характеристики, построенной для совокупности всех динамических звеньев, составляющих ту или иную систему стабилизации, можно судить об устойчивости и качестве рассматриваемой динамической системы.

Частотные характеристики для исследования устойчивости систем автоматического регулирования обладают еще и тем преимуществом, что во многих случаях эти характеристики могут быть построены чисто опытным путем без обращения к дифференциальным уравнениям.

В практике стабилизации летательных аппаратов экспериментальные методы находят широкое применение при построении частотных характеристик объектов регулирования. Последнее объясняется тем, что организация эксперимента по непосредственному снятию частотных характеристик более проста, чем определение всех параметров летательного аппарата, входящих в уравнения его движения. Кроме того, такой прямой путь приводит к более достоверным результатам, так как оценивает динамические качества летательного аппарата в целом*.

Переходя к непосредственному рассмотрению частотных характеристик летательного аппарата, отметим, что наиболее целесообразно построение этих характеристик в логарифмическом масштабе. Построенные в таком масштабе, они называются **логарифмическими частотными характеристиками**.

При построении графиков логарифмической амплитудной характеристики (л. а. х.) по оси абсцисс откладывается логарифм частоты $\lg\omega$ в линейном масштабе, а по оси ординат — увеличенное в 20 раз значение логарифма отношения $A(\omega)$ амплитуд — $20\lg|W(j\omega)|$. Единицами измерения соответственно являются: по оси абсцисс — декада, отвечающая десятикратному изменению частоты ω, или октава, отвечающая двукратному ее изменению; по оси ординат — децибелл, равный десятичному логарифму откладываемой величины $|W(j\omega)|$, увеличенному в 20 раз.

При построении графиков фазовой логарифмической характеристики по оси абсцисс откладывается тот же логарифм частоты, а по оси ординат — сами значения фазового угла φ (в градусах).

Рассмотрим теперь логарифмические частотные характеристики летательного аппарата.

Прежде всего отметим, что для одного и того же летательного аппарата могут быть построены несколько частотных характеристик, связывающих различные входные и выходные координаты и отвечаю-

---

* Смит Г., Триплетт В. Экспериментальные методы определения частотных характеристик самолета в полете. В кн. «Частотные методы и автоматика». Под ред. Карабанова В. А. Изд-во иностр. лит-ры, 1957, стр. 413—440.

щие каждой из описанных передаточных функций. Вместе с тем, как видно из соотношений (3.1) — (3.18), выражения для передаточных функций в значительной степени похожи одно на другое, что позволяет анализировать особенности частотных характеристик по их типовым примерам.

Такими типовыми передаточными функциями являются функции следующего вида:

$$W(p) = \frac{k}{T^2p+2\xi Tp+1}; \tag{3.20}$$

$$W(p) = \frac{k}{p(T^2p^2+2\xi Tp+1)}; \tag{3.21}$$

$$W(p) = \frac{k}{p^2(T^2p^2+2\xi Tp+1)}; \tag{3.22}$$

$$W(p) = \frac{k}{p(Tp+1)}; \tag{3.23}$$

$$W(p) = \frac{k(T_1p+1)}{p(T^2p^2+2\xi Tp+1)}; \tag{3.24}$$

Рассмотрим по порядку вид и особенности соответствующих частотных характеристик.

1. Частотные характеристики, отвечающие передаточным функциям вида (3.20). К этому типу принадлежат передаточные функции для углов атаки α и скольжения β по отношению к управляющим $\delta_в$, $\delta_н$ и возмущающим f_{mz} и f_{my} воздействиям. Сюда же относятся передаточные функции для соответствующих перегрузок по отношению к тем же входным величинам. Используя принятые раньше обозначения, перечисленные передаточные функции можно записать следующим образом

$$W_\alpha^{\delta_в}(p);\quad W_\beta^{\delta_н}(p);\quad W_\alpha^{f_{mz}}(p);\quad W_\beta^{f_{my}}(p);$$

$$W_{n_y}^{\delta_в}(p);\quad W_{n_z}^{\delta_н}(p);\quad W_{n_y}^{f_{mz}}(p);\quad W_{n_z}^{f_{my}}(p).$$

С точки зрения теории автоматического регулирования в данном случае летательный аппарат выступает как совокупность последовательно включенных идеального усилительного звена (с коэффициентом усиления k) и звена второго порядка (с коэффициентом усиления, равным единице). При обычно встречающихся сочетаниях значений параметров летательного аппарата второе звено, как правило, является колебательным.

Аналитическое выражение для частотной характеристики будет иметь вид

$$W(j\omega) = \frac{k}{-T^2\omega^2+2\xi Tj\omega+1} = k\frac{1}{-T^2\omega^2+2\xi Tj\omega+1}.$$

Откуда

$$A_{\partial б} = 20 \lg |W(j\omega)| = 20 \lg k - 20 \lg \sqrt{(1 - T^2\omega^2)^2 + 4\xi^2 T^2 \omega^2};$$

$$\varphi = -\operatorname{arctg} \frac{2\xi T \omega}{1 - T^2 \omega^2}.$$

На рис. 3.3 представлены логарифмические характеристики колебательного звена, построенные для некоторого фиксированного значения постоянной времени T и различных значений коэффициента затухания ξ.

Как видно из построений, постоянная времени T определяет частоту ω_1 излома асимптотической характеристики, а коэффициент затухания ξ — форму л.а.х. вблизи указанной частоты. Заметим, что наклон л.а.х. в области частот $\omega \ll \omega_1$ равен нулю, а в области $\omega \gg \omega_1$ —40 *дб/дек*.

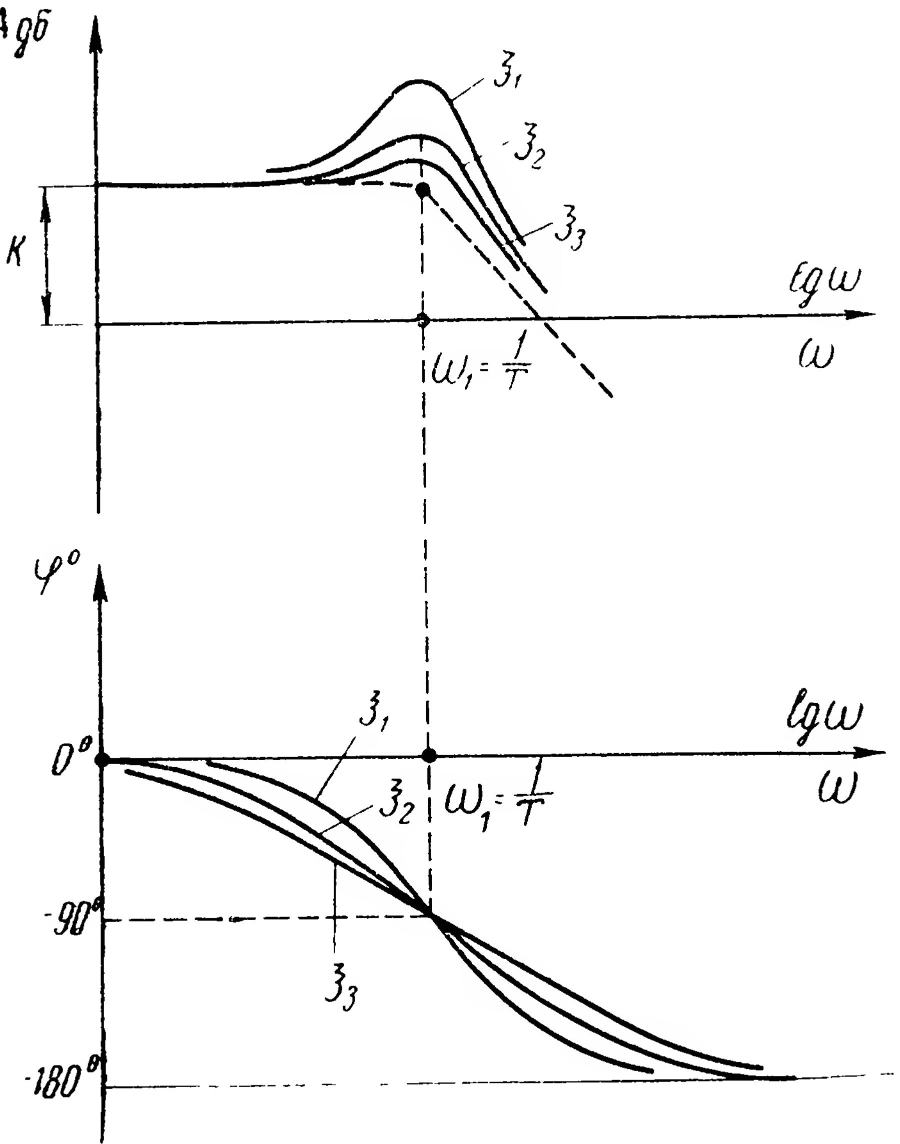


Рис. 3.3. Вид частотной характеристики звена с передаточной функцией

$$W(p) = \frac{k}{T^2p^2 + 2\xi T p + 1}$$

2. Частотные характеристики, отвечающие передаточным функциям вида (3.21). К этому типу принадлежат передаточные функции

$$W_{\theta}^{\delta в}(p); \quad W_{\varphi}^{\delta н}(p);$$

$$W_{\theta}^{f_{mz}}(p); \quad W_{\varphi}^{f_{my}}(p).$$

Здесь летательный аппарат представляет собой совокупность последовательно включенных идеального, колебательного и интегрирующего звеньев.

Аналитическое выражение для частотной характеристики имеет вид

$$W(j\omega) = k \frac{1}{-T^2\omega^2 + 2\xi T j\omega + 1} \cdot \frac{1}{j\omega}.$$

Откуда имеем

$$A_{\partial б} = 20 \lg |W(j\omega)| =$$

$$= 20 \lg k - 20 \lg \sqrt{(1 - T^2\omega^2)^2 + 4\xi^2 T^2\omega^2} - 20 \lg \omega;$$

$$\varphi = -\operatorname{arctg} \frac{2\xi T\omega}{1 - T^2\omega^2} - \frac{\pi}{2}.$$

На рис. 3.4. представлены логарифмические характеристики, отвечающие последнему сомножителю, а на рис. 3.5 — летательному аппарату в целом. Нетрудно заметить, что полученная л.а.х. отличает-

ся от предыдущего случая (рис. 3.3) изменением наклона на величину 20 *дб/дек*.

3. Частотные характеристики, отвечающие передаточным функциям вида (3.22). К этому типу принадлежат передаточные функции для линейных отклонений центра тяжести летательного аппарата по отношению к управляющим $\delta_в$ $\delta_н$ и возмущающим f_{mz}, f_{my} воздействиям. Частотные характеристики летательного аппарата получают из предыдущих характеристик добавлением еще одного интегрирующего звена.

4. Частотные характеристики, отвечающие передаточным функциям (3.23), являются характеристиками кренового движения летательного аппарата, в котором последний представляет собой совокупность идеального, апериодического и интегрирующего звеньев.

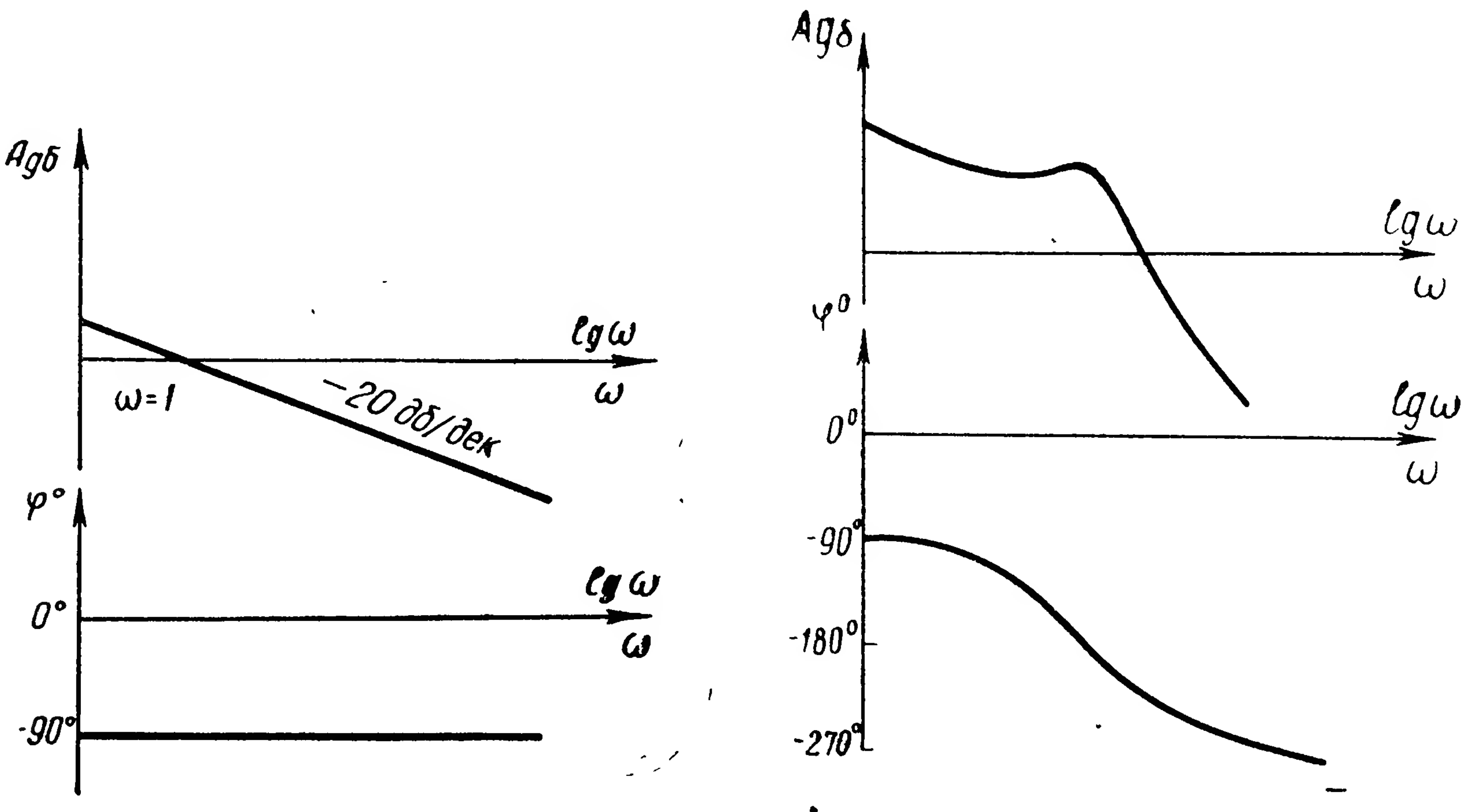


Рис. 3.4. Вид частотной характеристики звена с передаточной функцией $\frac{1}{p}$

Рис. 3.5. Вид частотной характеристики звена с передаточной функцией $W(p) = \frac{k}{p(T^2p^2+2\xi Tp+1)}$

Аналитическое выражение для этих частотных характеристик имеет вид

$$W(j\omega) = k\,\frac{1}{(Tj\omega+1)}\cdot\frac{1}{j\omega}.$$

Откуда

$$A_{дб} = 20\lg|W(j\omega)| = 20\lg k - 20\lg\sqrt{1+T^2\omega^2} - 20\lg\omega;$$

$$\varphi = -\operatorname{arctg}(T\omega) - \frac{\pi}{2}.$$

Соответствующие логарифмические частотные характеристики летательного аппарата в целом представлены на рис. 3.6.

5. Частотные характеристики, отвечающие передаточным функциям вида (3.24), получают из характеристик (3.21) добавлением звена с передаточной функцией $(T_1 p + 1)$. К передаточным функциям рассматриваемого типа принадлежат:

$$W_{\vartheta}^{\delta_{\text{в}}}(p); \quad W_{\psi}^{\delta_{\text{н}}}(p); \quad W_{\Theta}^{f_y}(p); \quad W_{\varphi}^{f_z}(p).$$

Построенные частотные характеристики летательного аппарата основываются на упрощенных уравнениях (2.11), (2.15) и (2.16) продольного движения и движений рыскания и крена. При решении многих задач автоматической стабилизации этого оказывается достаточно. В некоторых случаях при постановке задачи может потребоваться изучение более полной картины движения летательного аппарата, описываемого более точными уравнениями. Тогда отыскание необходимых частотных характеристик может быть выполнено рассмотренными способами. Здесь могут представить интерес частотные характеристики летательного аппарата при наиболее полной детализации его движения, описываемого исходными уравнениями (2.6) и (2.8).

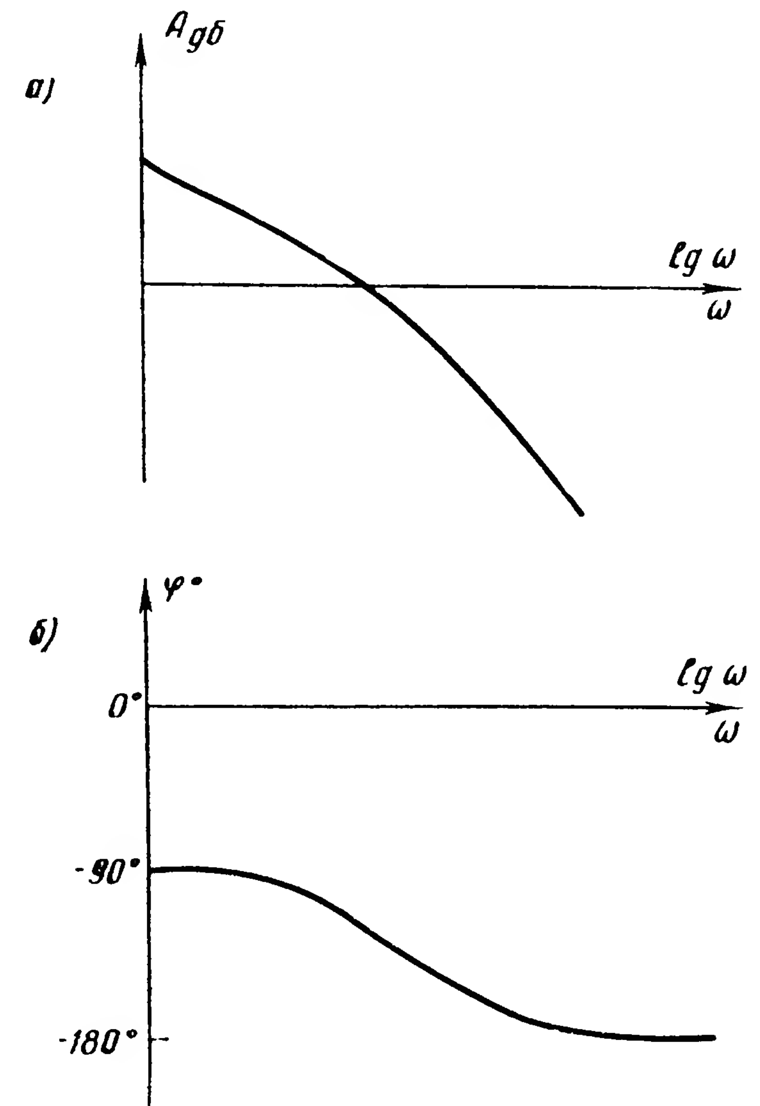


Рис. 3.6. Вид частотной характеристики звена с передаточной функцией

$$W(p) = \frac{k}{p\,(Tp + 1)}$$

Построение частотных характеристик, отвечающих в этом случае, например для продольного движения, передаточным функциям (3.10), приводит к весьма громоздким выкладкам и построениям. Опуская по этой причине промежуточные выкладки, укажем лишь на некоторые результаты.

Рассмотрим продольное движение летательного аппарата, принимая во внимание и его длинно-периодические колебания, обусловливаемые изменением скорости полета (полагая, что тяга двигателей не изменяется). Передаточные функции (3.10) могут быть приведены к такому виду, при котором летательный аппарат представляется как совокупность последовательно включенных динамических звеньев.

Так, например, для угла тангажа можно записать

$$W_{\Theta}^{\delta_B}(p) = k\,\frac{1}{(T_1^2p^2+2\xi_1T_1p+1)}\cdot\frac{1}{(T_2^2p^2+2\xi_2T_2p+1)}\cdot\frac{(T_3p+1)}{1}\cdot\frac{(T_4p+1)}{1}.$$

Учитывая, что для летательных аппаратов обычно имеют место соотношения

$$T_1 \ll T_2;$$
$$T_3 \ll T_4,$$

типовые частотные характеристики можно представить в виде, показанном на рис. 3.7.

Как следует из приведенных частотных характеристик, учет длинно-периодических движений значительно изменяет частотную характеристику лишь в области довольно низких частот, в остальном сохраняя ее вид неизменным.

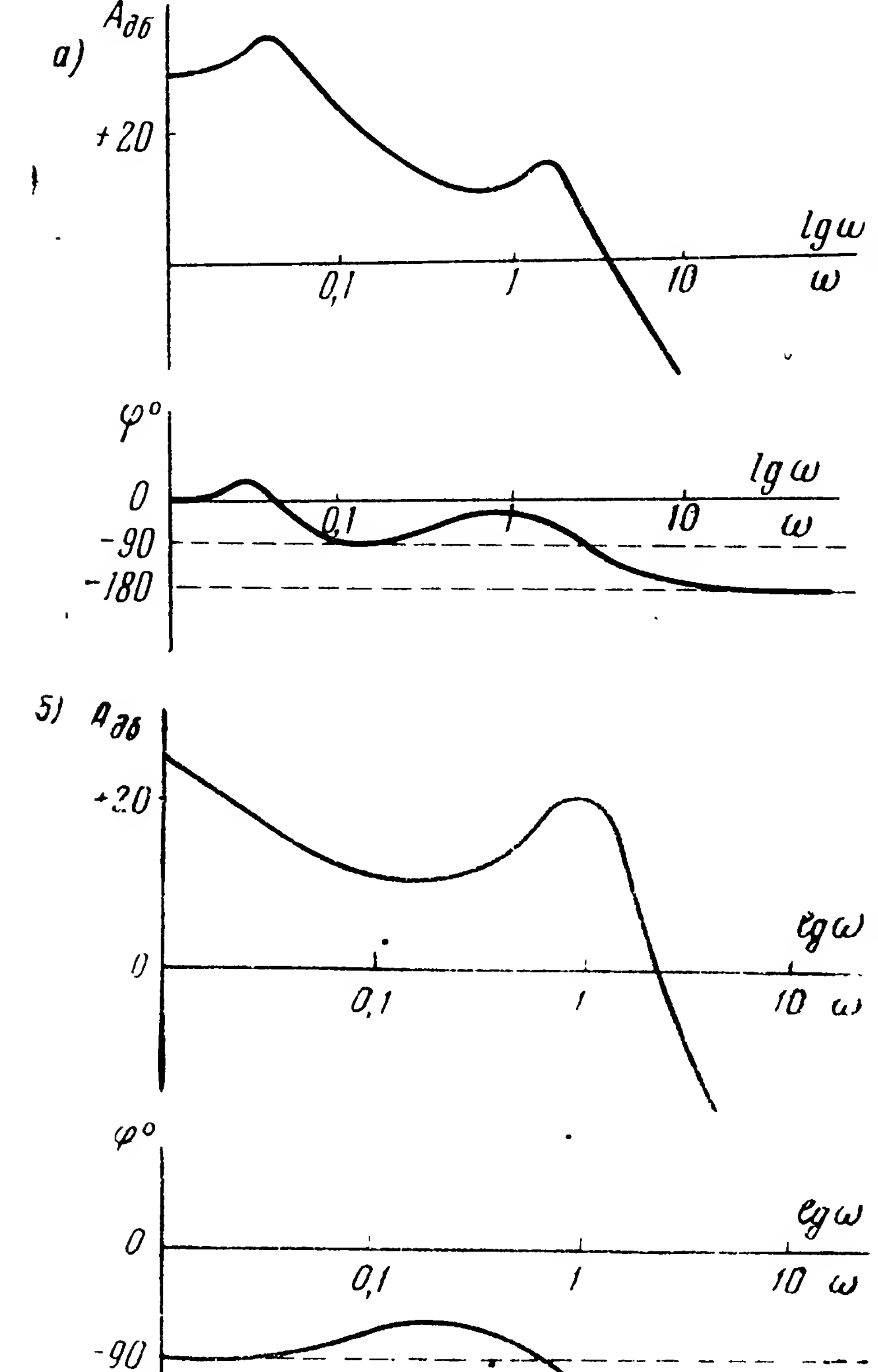


Рис. 3.7. Типовые частотные характеристики летательного аппарата в продольном движении:

а — с учетом изменения скорости полета; *б* — без учета изменения скорости полета

Рассмотрим некоторые конкретные примеры построения логарифмических частотных характеристик летательного аппарата.

В качестве исходных выберем данные, относящиеся к самолету, приведенные в табл. 1 и 2 (гл. 2, § 8). На основании этих данных построены частотные характеристики для двух режимов полета, соответствующих высотам $H_1=5000$ *м* и $H_2=12\,000$ *м* (на последующих графиках кривые, относящиеся к $H_1=5000$ *м*, нанесены сплошными линиями, к $H_2=12\,000$ *м* — пунктирными).

На рис. 3.8, 3.9 и 3.10 приведены частотные характеристики летательного аппарата в его продольном движении для переменных α, Θ и ϑ по отношению к управляющему воздействию δ_B, т. е. характеристики, отражающие реакцию самолета на гармонические отклонения руля высоты. Характеристики постро-

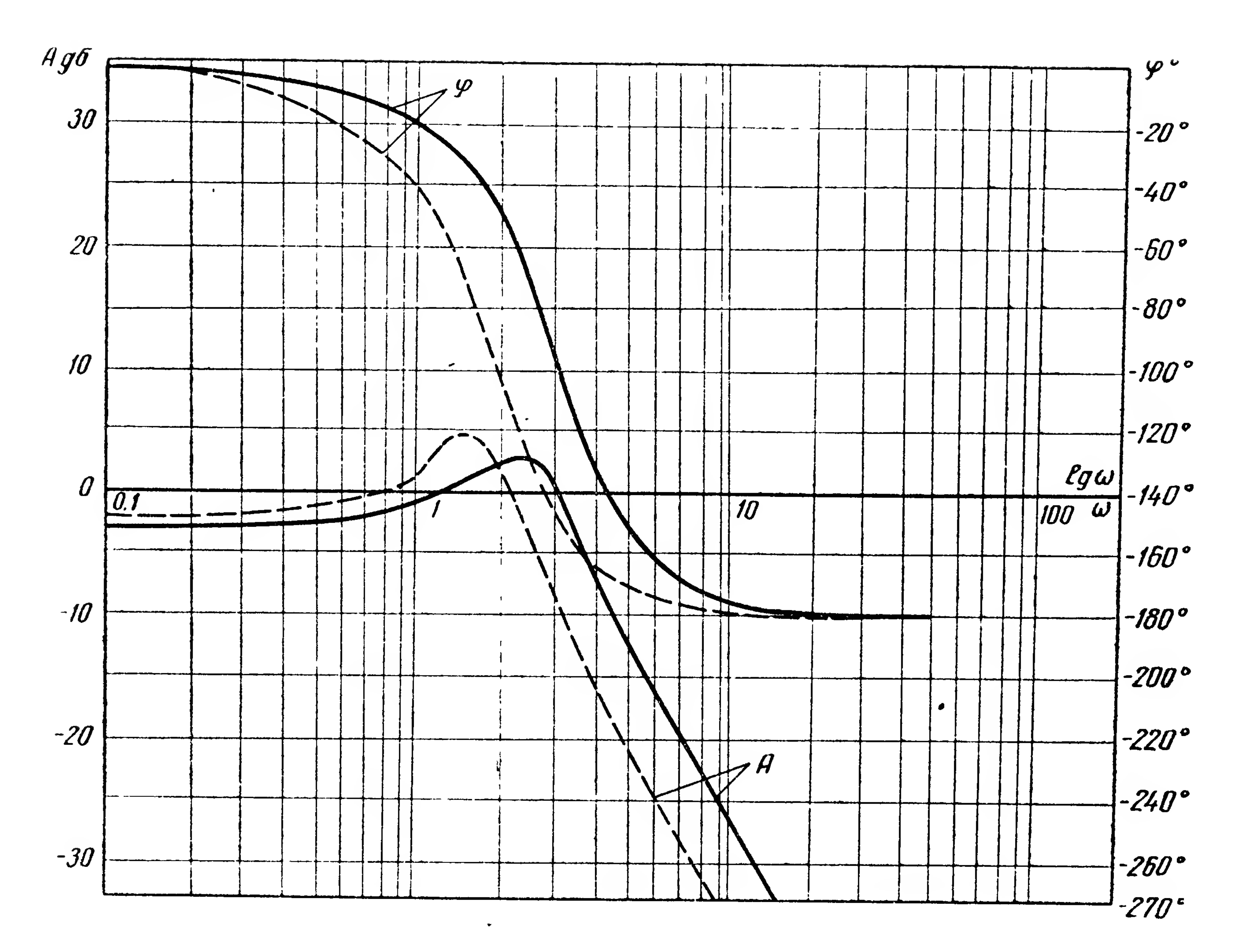


Рис. 3.8. Примеры частотных характеристик $W_{\alpha}^{\delta_{B}}(j\omega)$

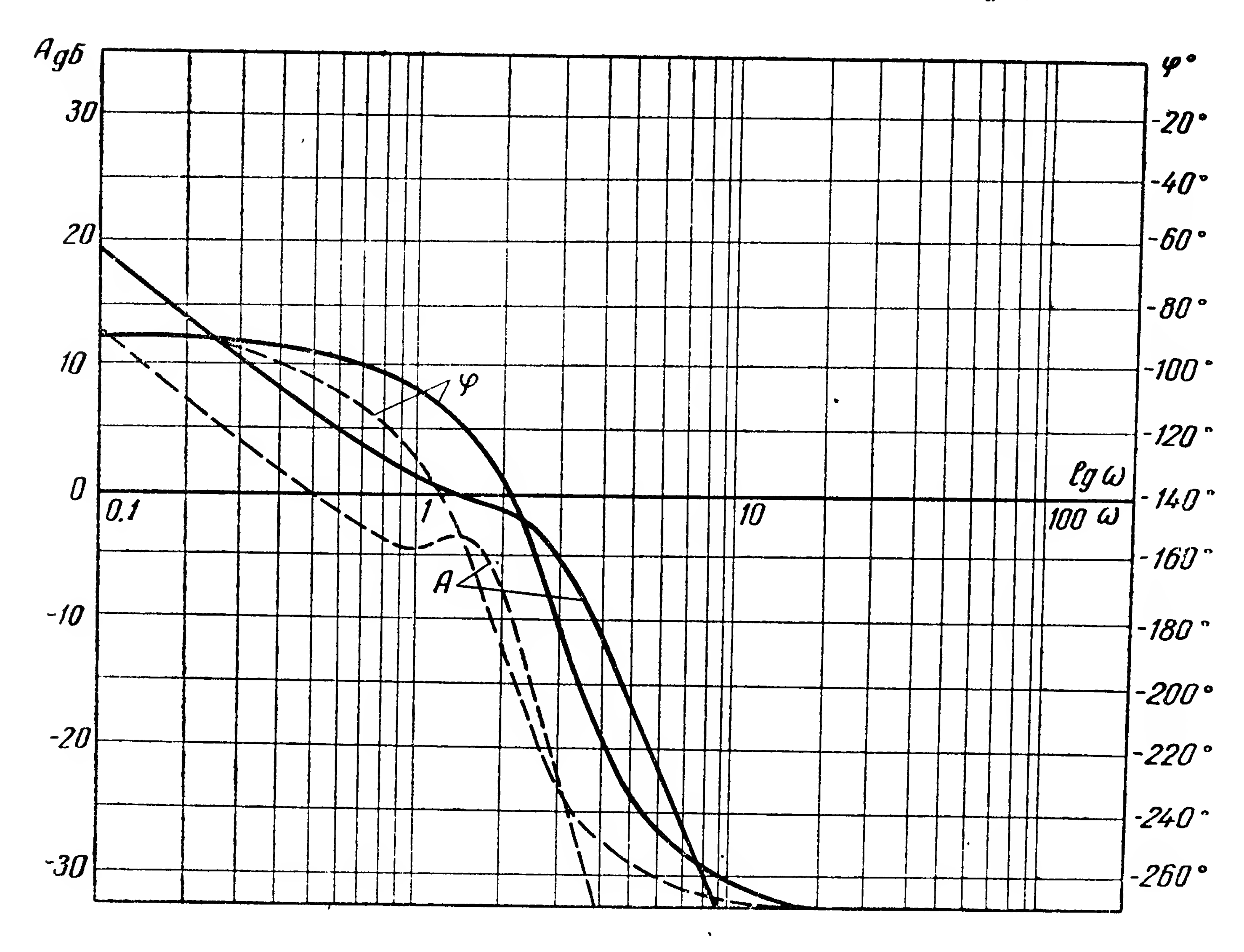


Рис. 3.9. Примеры частотных характеристик $W_{\Theta}^{\delta_{B}}(j\omega)$

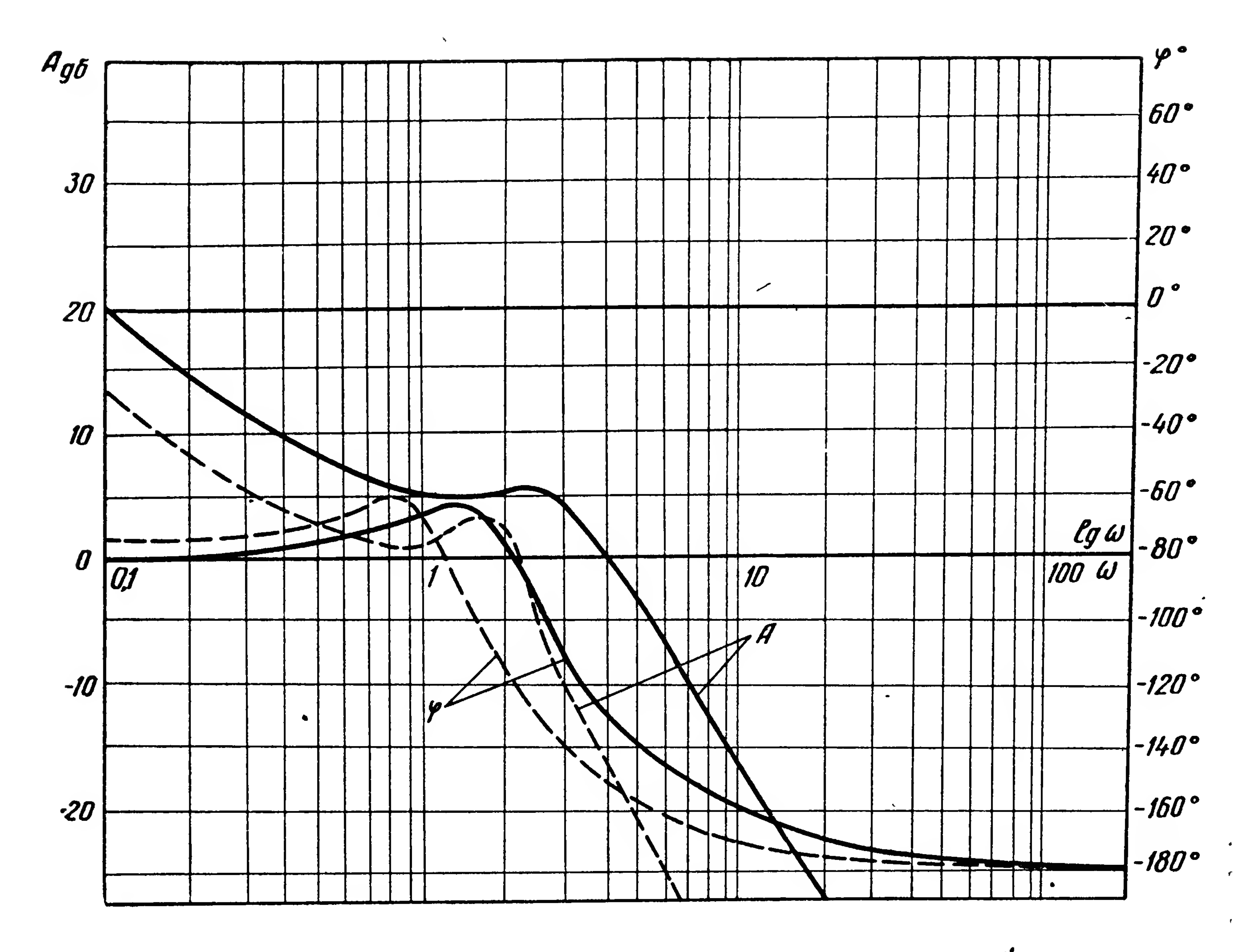


Рис. 3.10. Примеры частотных характеристик $W_{\vartheta}^{\delta_B}(j\omega)$

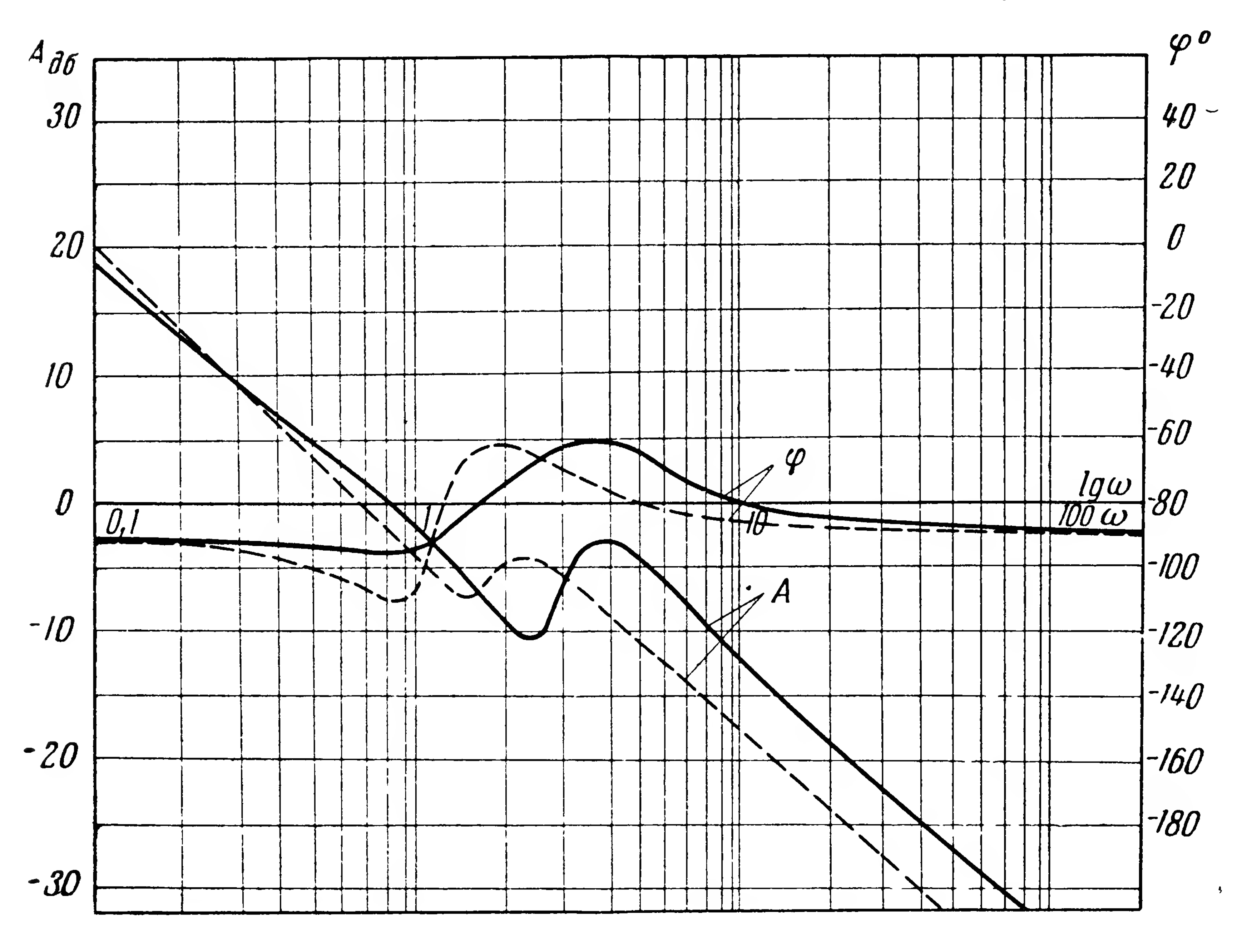


Рис. 3.11. Примеры частотных характеристик $W_{\Theta}^{f_y}(j\omega)$

ены по уравнениям (3.1) — (3.3). Учет измененной скорости полета V и использование соответствующих более сложных выражений (3.9)—(3.13) приводят к характеристикам, аналогичным рис. 3.7 Нетрудно заметить, что при учете изменения скорости полета частотные характеристики меняются главным образом в области весьма низких частот.

Частотные характеристики для тех же переменных, но по отношению к возмущающим воздействиям f_y и f_{mz} приведены на рис. 3.11—3.14. На рис. 3.15—3.17 даны аналогичные частотные характеристики для движения рыскания.

В последнем случае не построены частотные характеристики по отношению к возмущающим воздействиям, так как вид их аналогичен соответствующим характеристикам продольного движения.

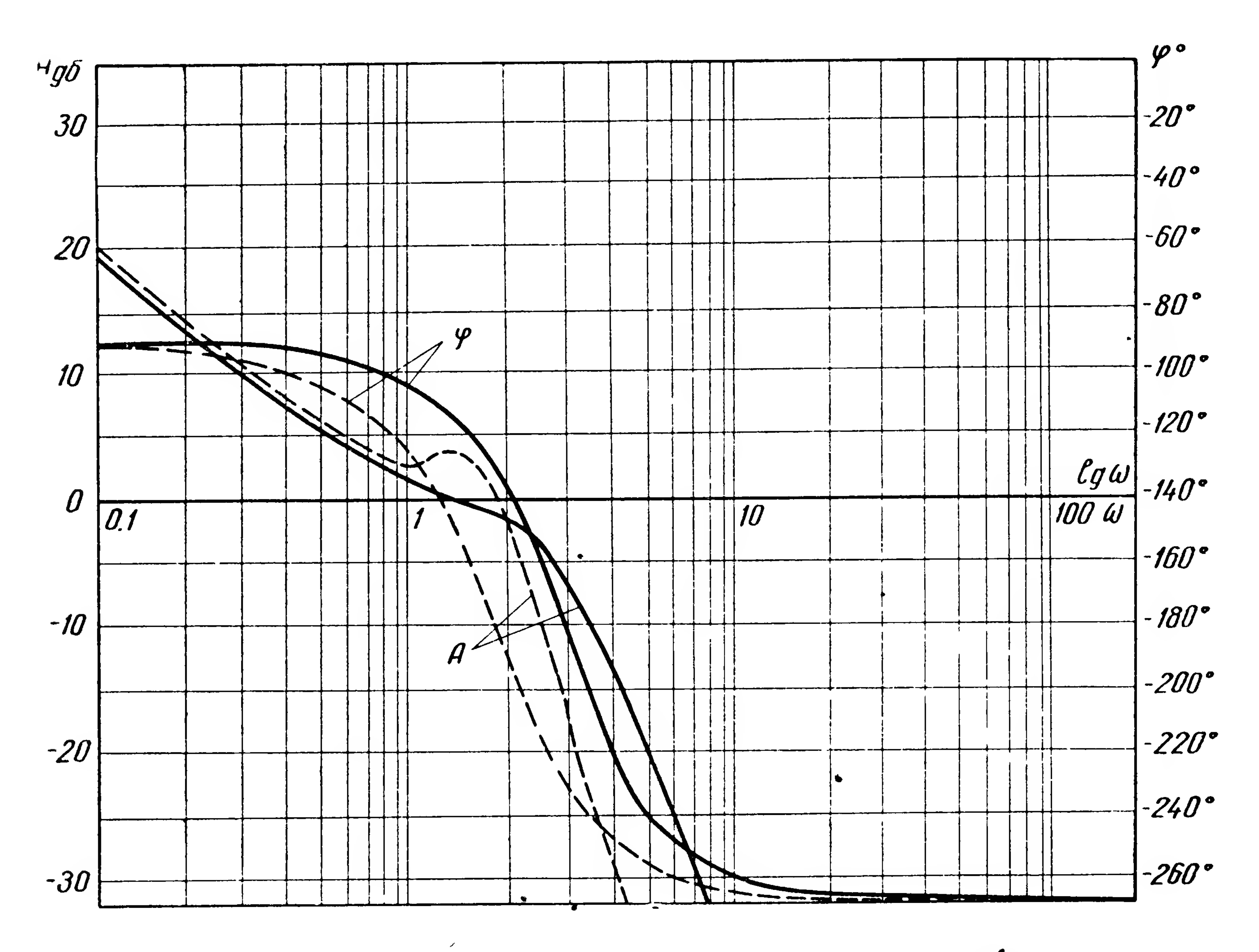


Рис. 3.12. Примеры частотных характеристик $W_{\vartheta}^{f_y}(j\omega)$

На рис. 3.18 и 3.19 приведены частотные характеристики летательного аппарата для движения крена.

Построенные частотные характеристики, хотя и относятся к одному конкретному самолету, являются типичными для летательных аппаратов и отражают основные их динамические свойства.

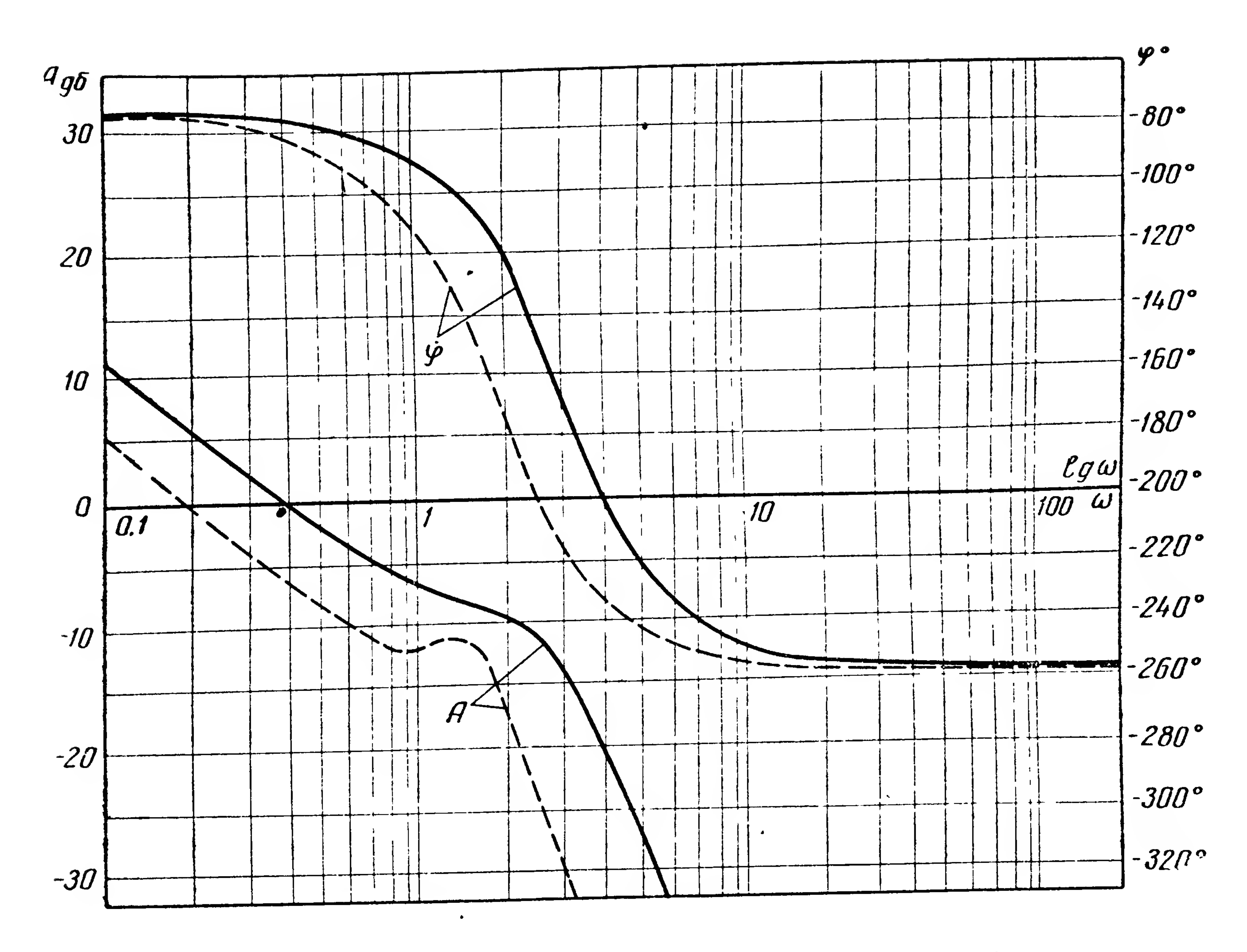


Рис. 3.13. Примеры частотных характеристик $W_{\Theta}^{f_{mz}}(j\omega)$

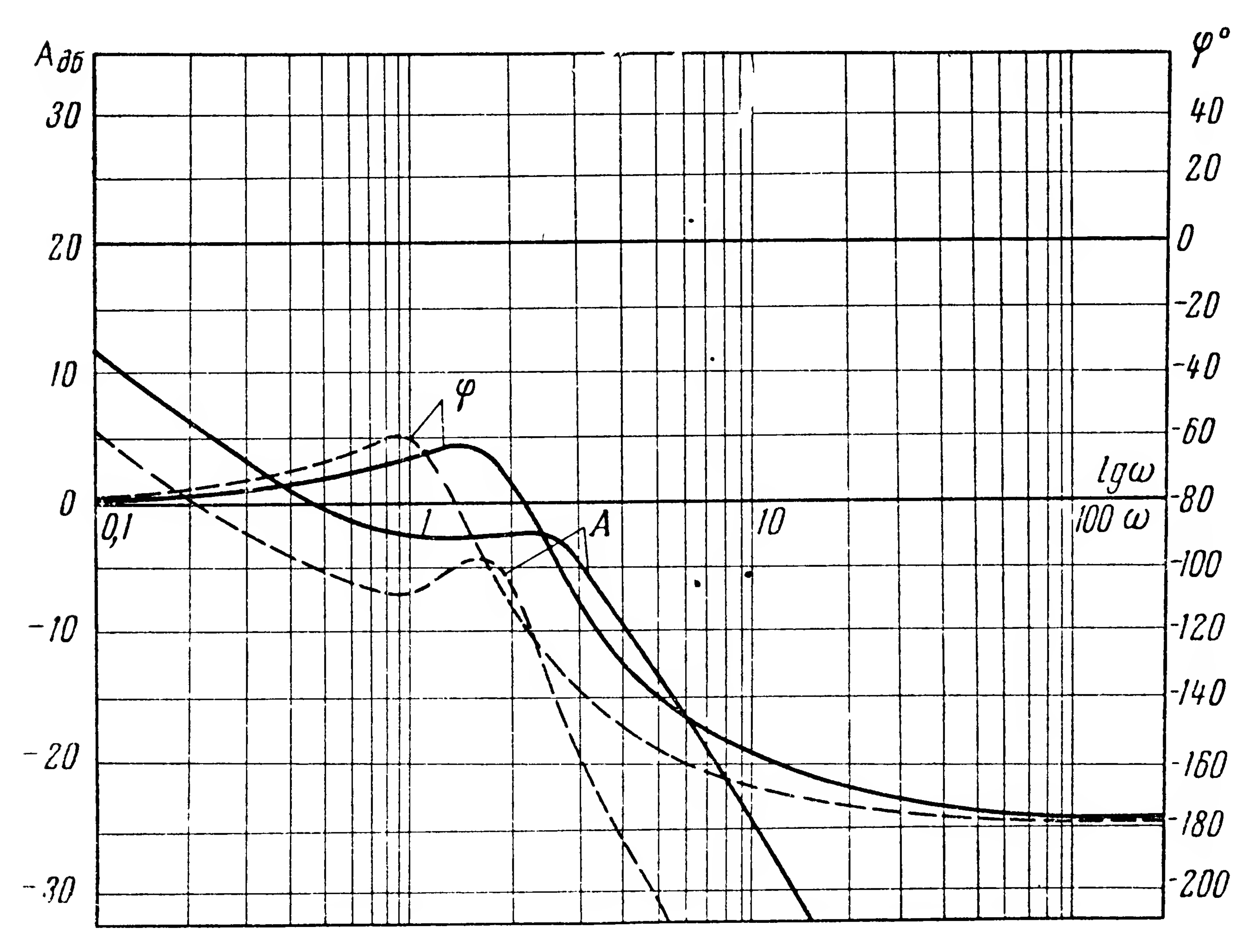


Рис. 3.14. Примеры частотных характеристик $W_{\vartheta}^{f_{mz}}(j\omega)$

Рис. 3.15. Примеры частотных характеристик $W_{\varphi}^{\delta_н}(j\omega)$

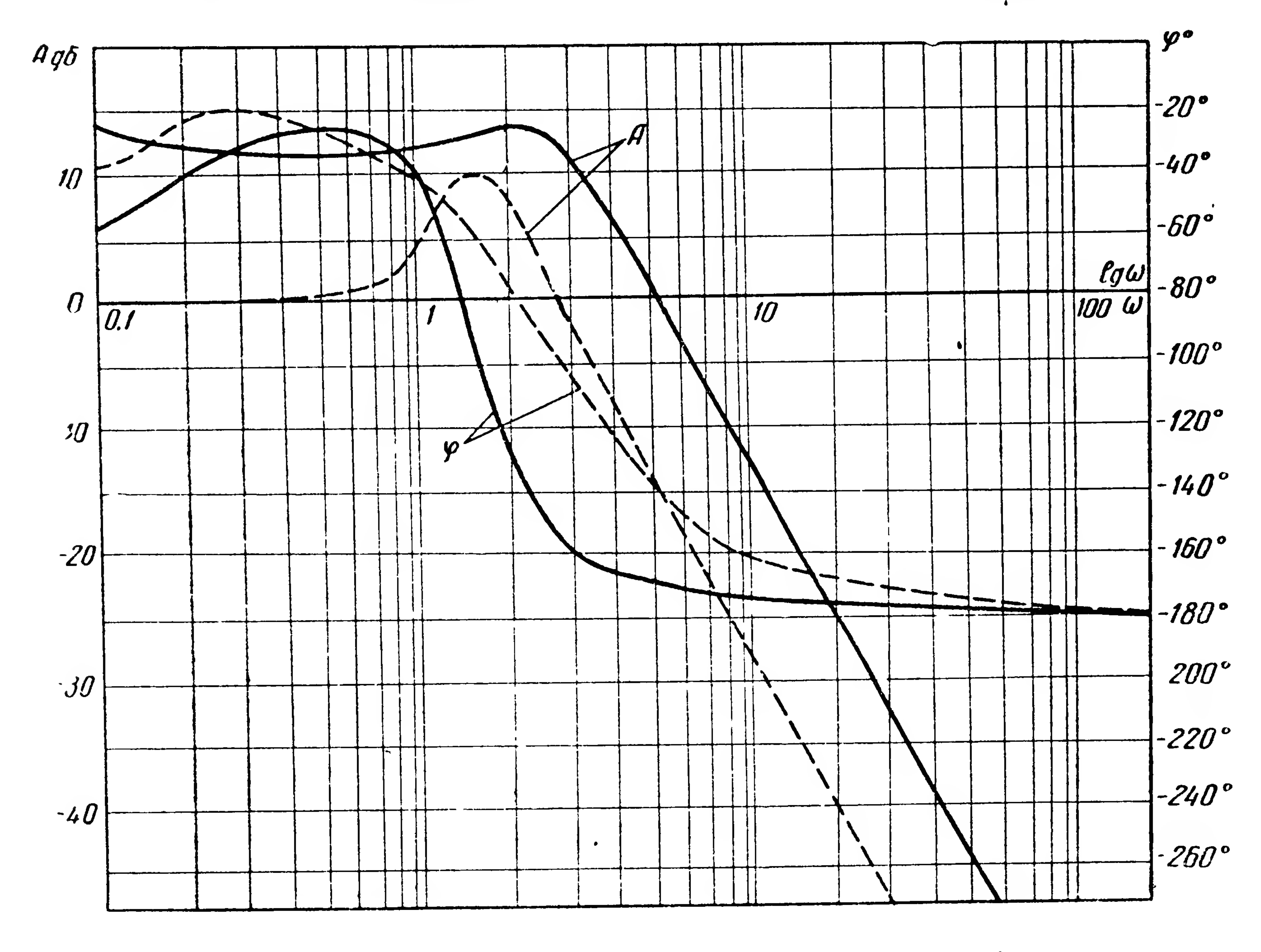


Рис. 3.16. Примеры частотных характеристик $W_{\psi}^{\delta_н}(j\omega)$

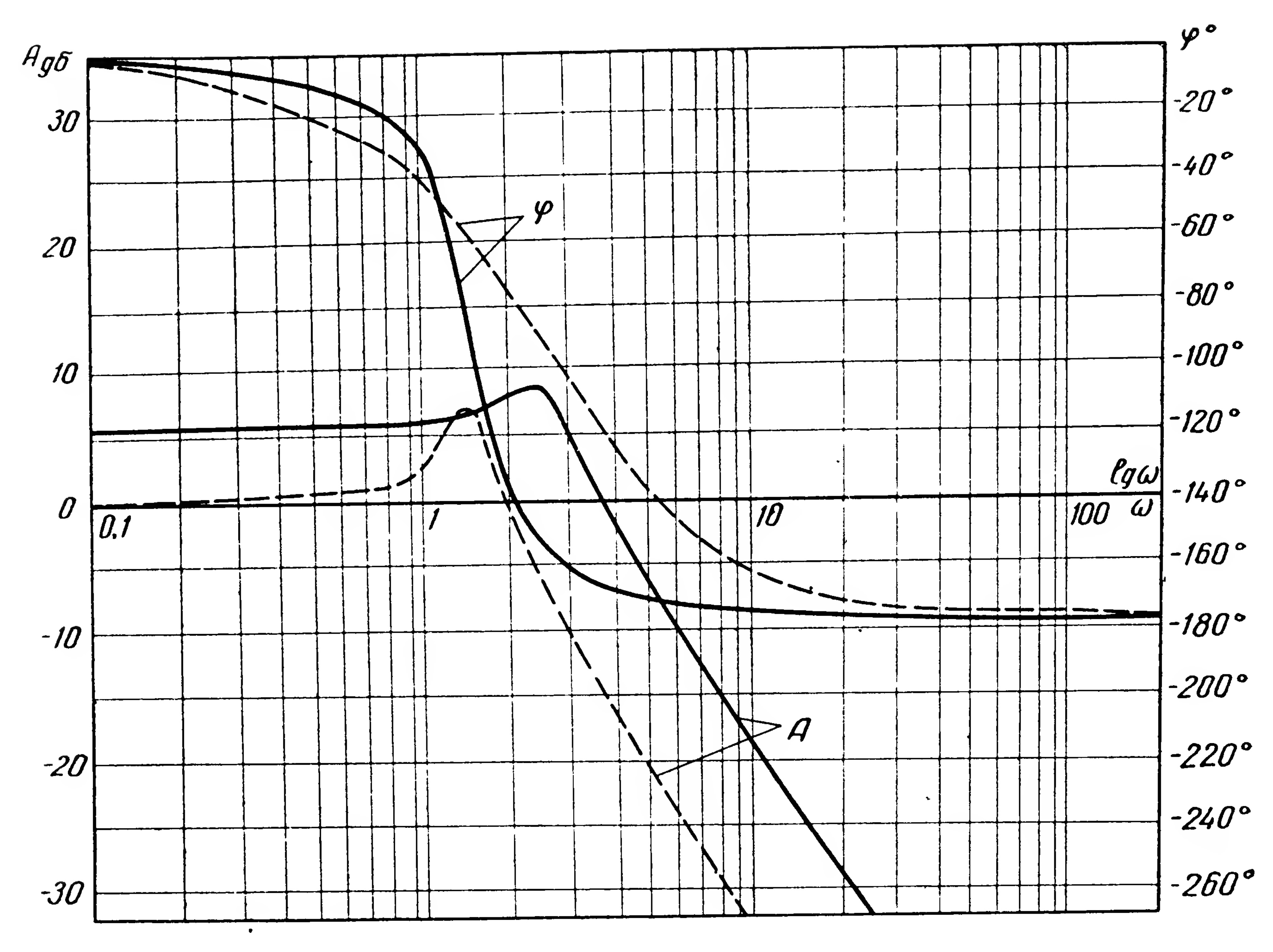


Рис. 3.17. Примеры частотных характеристик $W_{\beta}^{\delta_н}(j\omega)$

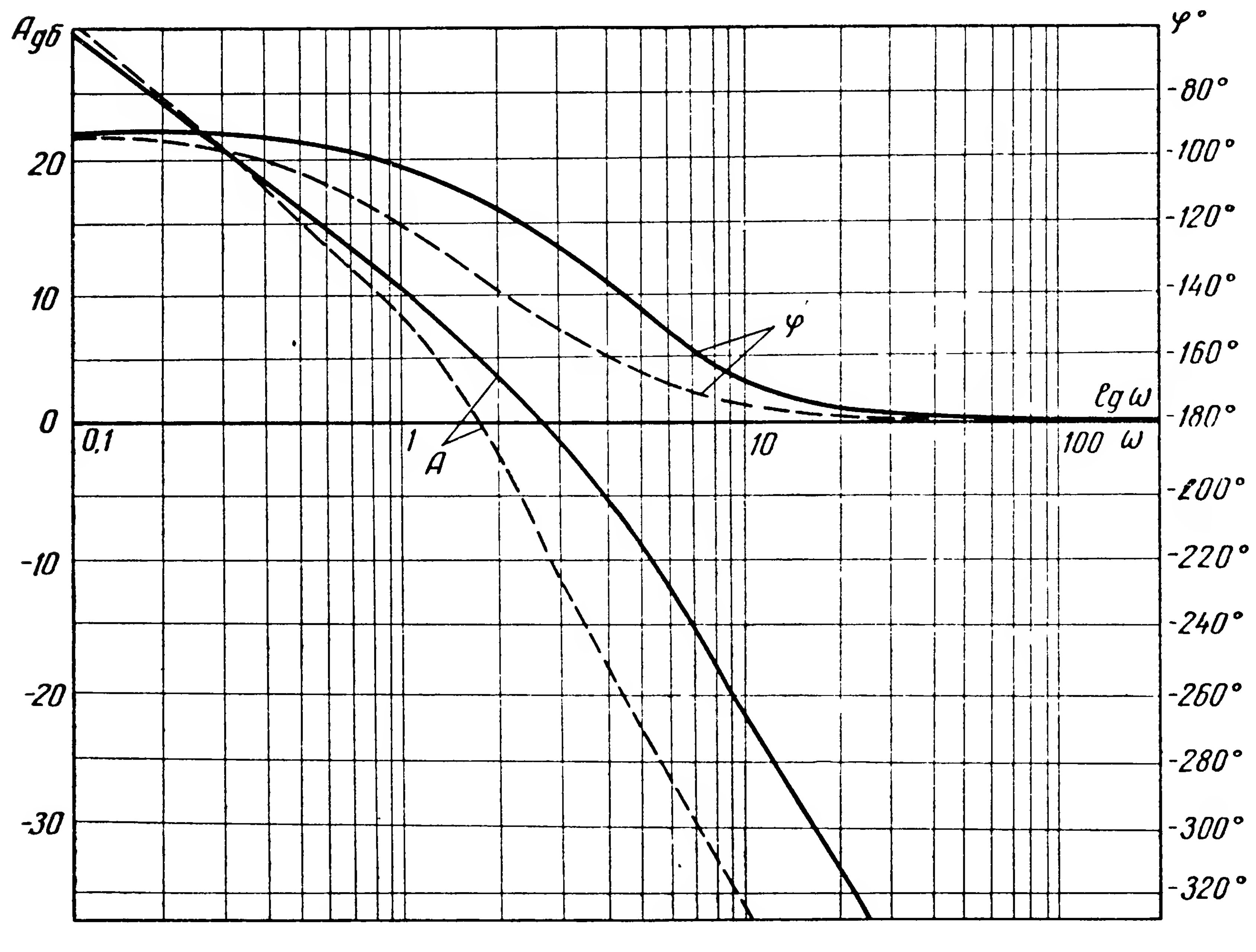


Рис. 3.18. Примеры частотных характеристик $W_{\gamma}^{\delta_э}(j\omega)$

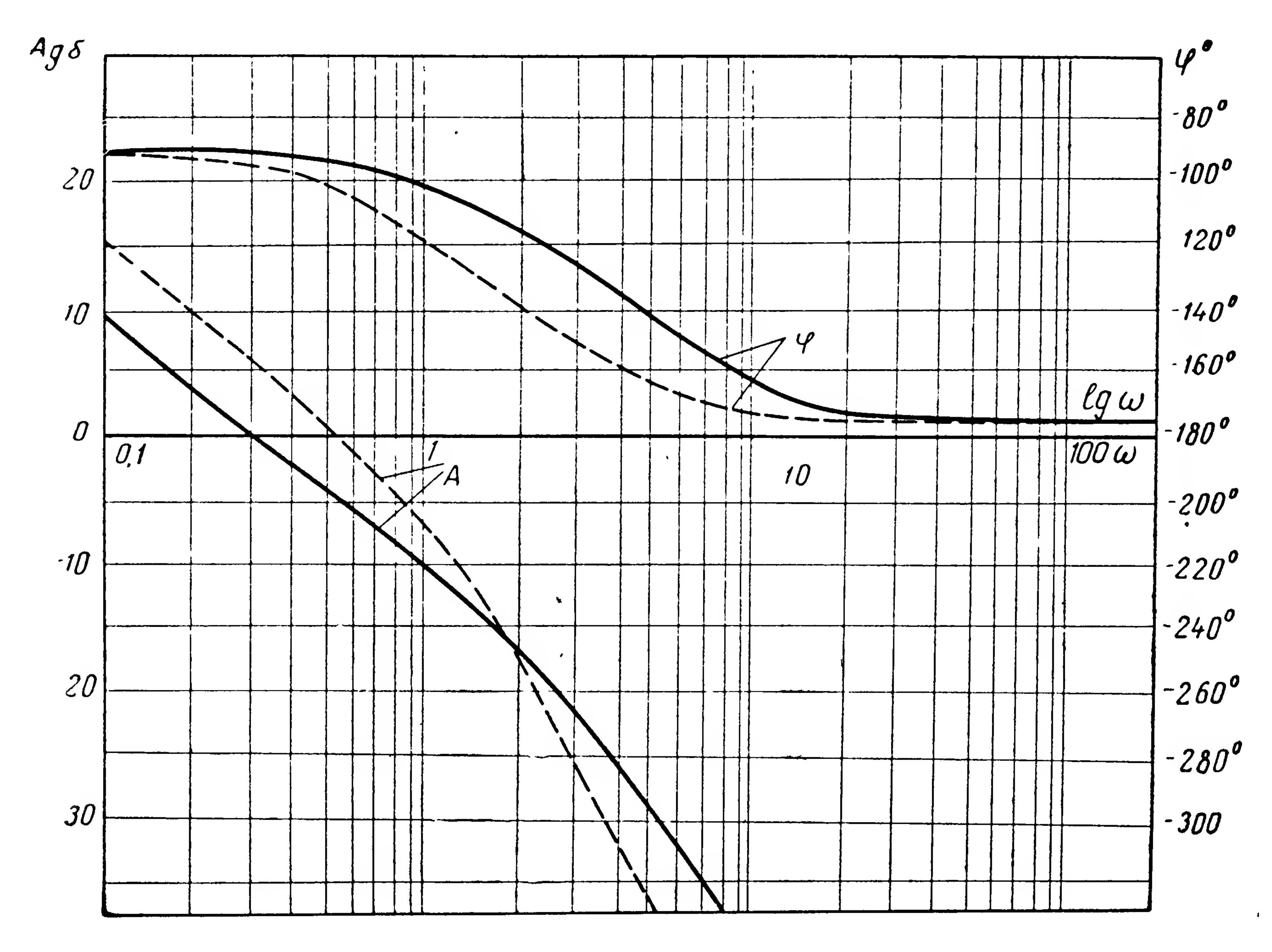


Рис. 3.19. Примеры частотных характеристик $W_{\gamma}^{f_{mx}}(j\omega)$

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Перечислите основные регулируемые параметры летательного аппарата как объекта регулирования.
2. Перечислите возможные регулирующие параметры.
3. Каковы характерные особенности логарифмических частотных характеристик продольного движения летательного аппарата обычной схемы по отношению: а) к возмущающим действиям; б) управляющим воздействиям?
4. Как изменяются логарифмические частотные характеристики продольного движения летательного аппарата при учете непостоянства величины скорости его движения?
5. Как изменяются основные логарифмические частотные характеристики летательного аппарата с увеличением скорости его движения (в пределах до 0,8—0,9 *М*)?
6. Как изменяются основные логарифмические частотные характеристики летательного аппарата при увеличении его скорости (в пределах 0,96—1,2 *М*)?
7. Каковы характерные особенности логарифмических частотных характеристик для движения крена?

8. Чем отличаются логарифмические частотные характеристики по отношению к возмущающим и управляющим воздействиям: для движения рыскания; продольного движения; движения крена?

9. Как с помощью частотных характеристик решить вопрос об устойчивости невозмущенного движения летательного аппарата с закрепленными рулями?

10. Приведите структурные схемы летательного аппарата как объекта регулирования для различных составляющих его возмущенного движения.

ЛИТЕРАТУРА

Боднер В. А., Козлов М. С. Стабилизация летательных аппаратов и автопилоты. Гл. II. Оборонгиз, 1956.

Ведров В. С., Романов Г. Л., Сурина В. Н. Самолет как объект регулирования. Труды МАП, № 74. Оборонгиз, 1957.

Остославский Н. В., Стражева Н. В. О формировании контура управления самолетом. Труды МАИ, вып. 124. Оборонгиз, 1960.

Локк А. С. Управление снарядами. Гл. XIV. ГИТТЛ, 1957.

Бонни Э. А., Зукроу М. Дж., Бессерер К. У. Аэродинамика. Реактивные двигатели. Практика конструирования и расчета. Ч. I. Гл. I, II, III, VI. Физматгиз, 1960.

Кузовков Н. Т. Теория автоматического регулирования, основанная на частотных методах. Гл. I, II. Оборонгиз, 1960.

Смит Г., Триплетт В. Экспериментальные методы определения частотных характеристик самолета в полете. В кн. «Частотные методы в автоматике». Под ред. В. А. Карабанова. Изд-во иностр. лит-ры, 1957.

Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета. Гл. XII. Оборонгиз, 1962.

ГЛАВА IV

ОСНОВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ АВТОПИЛОТОВ

§ 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Для автоматической стабилизации заданного режима полета летательный аппарат должен быть оборудован такими приборами и устройствами, которые позволяли бы решать следующие задачи:

а) обнаруживать отклонения летательного аппарата от заданного режима полета и определять направления и величины этих отклонений;

б) преобразовывать полученные данные об указанных отклонениях в сигналы, характеризующие необходимые направления и величины перекладки соответствующих рулей управления летательным аппаратом;

в) усиливая в случае необходимости выработанные сигналы, использовать их для непосредственной перестановки рулей управления.

Из совокупности приборов и устройств, решающих перечисленные задачи, и складывается схема автопилота, осуществляющего автоматическое управление полетом летательного аппарата. Автопилот состоит из следующих основных элементов:

1) приборов, обнаруживающих и измеряющих отклонения летательного аппарата от заданного режима полета, которые принято объединять под общим названием «чувствительные элементы» или измерители;

2) промежуточных устройств, осуществляющих выработку или формирование необходимых управляющих сигналов, состоящих из суммирующих, выпрямительных, модулирующих и других устройств;

3) специальных устройств, производящих необходимое усиление управляющих сигналов, называемых усилителями;

4) силовых механизмов, осуществляющих перемещения рулей управления летательного аппарата по отношению к его корпусу, которые принято называть рулевыми машинками;

5) корректирующих устройств, задачей которых является улучшение статических и динамических качеств как отдельных элементов автопилота, так и всей системы стабилизации в целом, состоящих из дифференцирующих, интегрирующих цепей и обратных связей.

Перечисленные основные элементы могут присутствовать в любом автопилоте независимо от его конкретной принципиальной схемы и конструктивного выполнения. Поэтому их взаимодействие можно изобразить, пользуясь общей структурной схемой (рис. 4.1). При таком условном изображении системы летательный аппарат — автопилот можно показать основные элементы автопилота и структуру их взаимодействия как между собой, так и с летательным аппаратом. На приведенной структурной схеме с помощью линий со стрелками в оп-

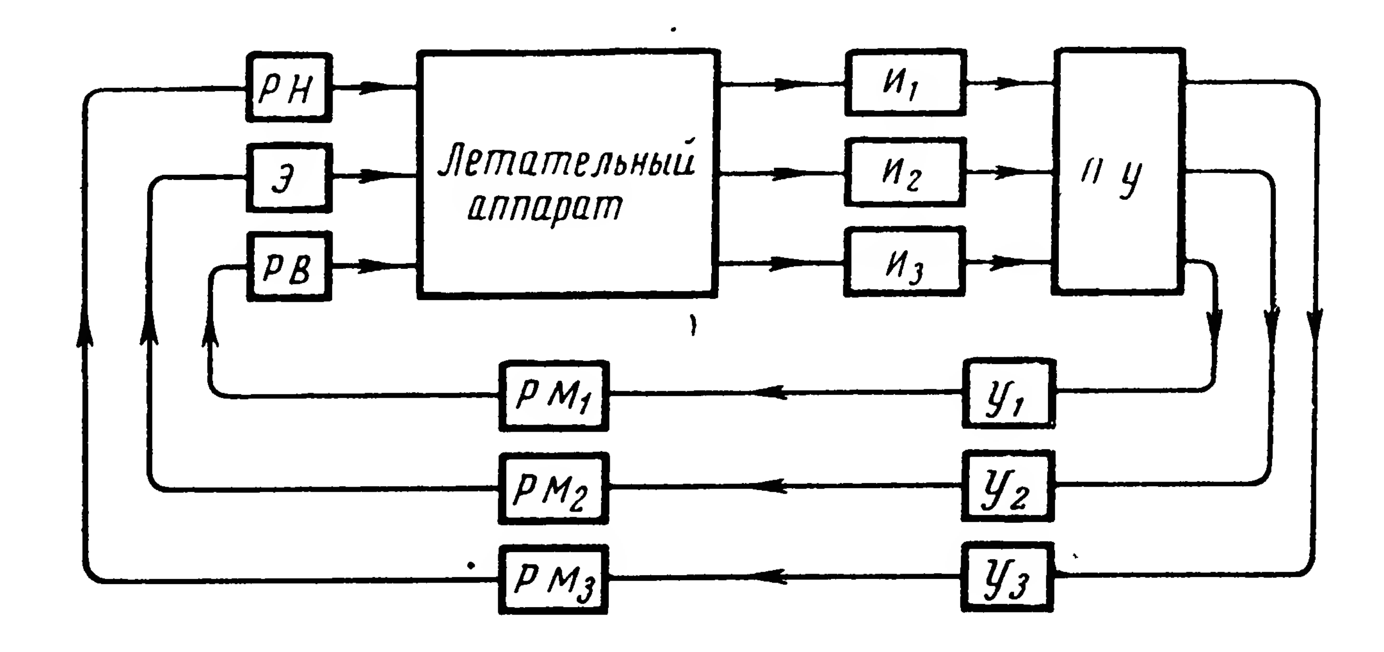


Рис. 4.1. Структурная схема системы летательный аппарат — автопилот

ределенном направлении показано, что при отклонении летательного аппарата от заданного режима полета последний воздействует непосредственно на измерители.

В результате такого воздействия измерители $И_1$, $И_2$, $И_3$ определяют отклонения отдельных параметров, характеризующих режим полета, от их номинальных значений и вырабатывают сигналы, пропорциональные измеренным отклонениям. Сигналы, выработанные измерителями, поступают в промежуточное устройство *ПУ*, где происходит их преобразование в управляющие сигналы и распределение последних для передачи на соответствующие усилители $У_1$; $У_2$; $У_3$ и далее на рулевые машинки $Р.М_1$; $Р.М_2$; $Р.М_3$. Включение рулевых машинок приводит к такой перестановке рулей управления *Р.Н*; Э; *Р.В*, в результате которой возникающие аэродинамические силы стремятся возвратить летательный аппарат к заданному режиму полета.

На приведенной структурной схеме системы летательный аппарат— автопилот линиями показано лишь основное взаимодействие или так называемые связи между отдельными элементами автопилота. Практически во многих случаях в системе автопилота имеются еще и некоторые дополнительные связи между его звеньями, предназначаемые для повышения качества работы автоматического устройства. На практике довольно часто стабилизация осуществляется лишь только от-

носительно какой-либо одной оси, например, при курсовой стабилизации самолета или стабилизации крена управляемого снаряда. При таком упрощении системы автоматического управления сокращается количество однотипных звеньев автопилота, но его структурная схема сохраняет все свои характерные составные части. Необходимо иметь в виду, что не во всех случаях практически в том или ином конкретном автопилоте удается так четко разграничить перечисленные функции между отдельными элементами его конструкции. Это обусловливается тем, что современное состояние техники позволяет иногда создавать такие приборы и устройства, которые совмещают в себе несколько функций. Так, например, промежуточные элементы могут одновременно выполнять функции усилителей и корректирующих устройств. Функции некоторых измерителей в ряде случаев могут выполняться корректирующими устройствами.

§ 2. ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ АВТОПИЛОТА

В зависимости от назначения летательного аппарата в схему автопилота должны входить те или иные измерители, задачей которых является измерение величин, характеризующих отклонения летательного аппарата от заданного режима.

Такими величинами могут являться:

а) V, $\dot{V}$ — путевые скорость и ускорение летательного аппарата;

б) H и $\dot{H}$ — высота полета и скорость изменения высоты;

в) ϑ, ψ и γ — углы тангажа, рысканья и крена;

г) $\dot{\vartheta}$, $\dot{\psi}$ и $\dot{\gamma}$ — угловые скорости тангажа, рыскания и крена.

Чтобы улучшить качество стабилизации, иногда, в зависимости от назначения летательного аппарата, возникает необходимость в измерении угловых ускорений летательного аппарата, боковых ускорений, углов атаки и скольжения.

Для осуществления непрерывного измерения перечисленных параметров на борту летательного аппарата устанавливаются соответствующие приборы. Эти приборы обычно представляют собой широко распространенные в авиации пилотажно-навигационные устройства, отличающиеся от обычных лишь тем, что они оборудованы датчиками для съема показаний. Существенным является то, что точность указанных приборов непосредственно влияет на точность всей системы стабилизации в целом. Поэтому при выборе измерителей приходится обращать внимание не только на их точность в установившемся режиме, но и на динамические характеристики с тем, чтобы в полосе рабочих частот системы летательный аппарат — автопилот приборы воспроизводили измеряемые величины без заметных искажений амплитуды и фазы.

Измерение высоты и скорости полета необходимо производить в том случае, когда в числе задач, решаемых автопилотом, имеется задача поддержания заданной высоты и скорости полета.

Кроме того, сигналы с измерителя высоты и скорости полета могут также использоваться для коррекции параметров автопилота, с тем чтобы обеспечить приемлемое качество стабилизации во всех требуемых режимах полета.

При измерении высоты и скорости полета летательного аппарата или отклонений от некоторого номинального значения, а также числа *M* используются обычно манометрические приборы*: высотомеры, вариометры и т. д.

Измерители углов тангажа, рыскания и крена применяются в тех случаях, когда основной задачей автопилота является поддержание определенного углового положения летательного аппарата в пространстве (или изменение его по известному закону), а получение высокой маневренности не является необходимым. Измерение и введение в закон регулирования величин $\dot{\vartheta}$, $\dot{\psi}$ и $\dot{\gamma}$ производится в этом случае для улучшения качества стабилизации.

Чувствительные элементы, измеряющие величины $\dot{\vartheta}$, $\dot{\psi}$ и $\dot{\gamma}$, применяются в качестве основных для высокоманевренных летательных аппаратов. Траектория полета летательного аппарата дополнительно корректируется летчиком или автоматически (например, радиосредствами).

§ 3. ИЗМЕРИТЕЛИ УГЛОВЫХ ОТКЛОНЕНИЙ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Измерители угловых перемещений применяются для отсчета угловых координат летательного аппарата относительно неподвижной системы координат. В качестве таких приборов в настоящее время чаще всего применяются гироскопы с тремя степенями свободы. Конструкция приборов, их расположение на летательном аппарате и требуемая точность определяются назначением летательного аппарата и предъявляемыми к нему требованиями.

Для одновременного измерения ϑ, ψ и γ требуется не менее двух гироскопов с тремя степенями свободы. Возможные варианты расположения гироскопов на летательном аппарате показаны на рис. 4.2. В том случае, когда автопилот включается в работу только в режиме горизонтального прямолинейного полета, все указанные варианты равноценны. Если траектория летательного аппарата в значительной степени искривлена, то при выборе расположения гироскопов необходимо иметь в виду два обстоятельства.

---

* Браславский Д. А., Логунов С. С. и Пельпор Д. С. Расчет и конструкция авиационных приборов. Оборонгиз, 1954.

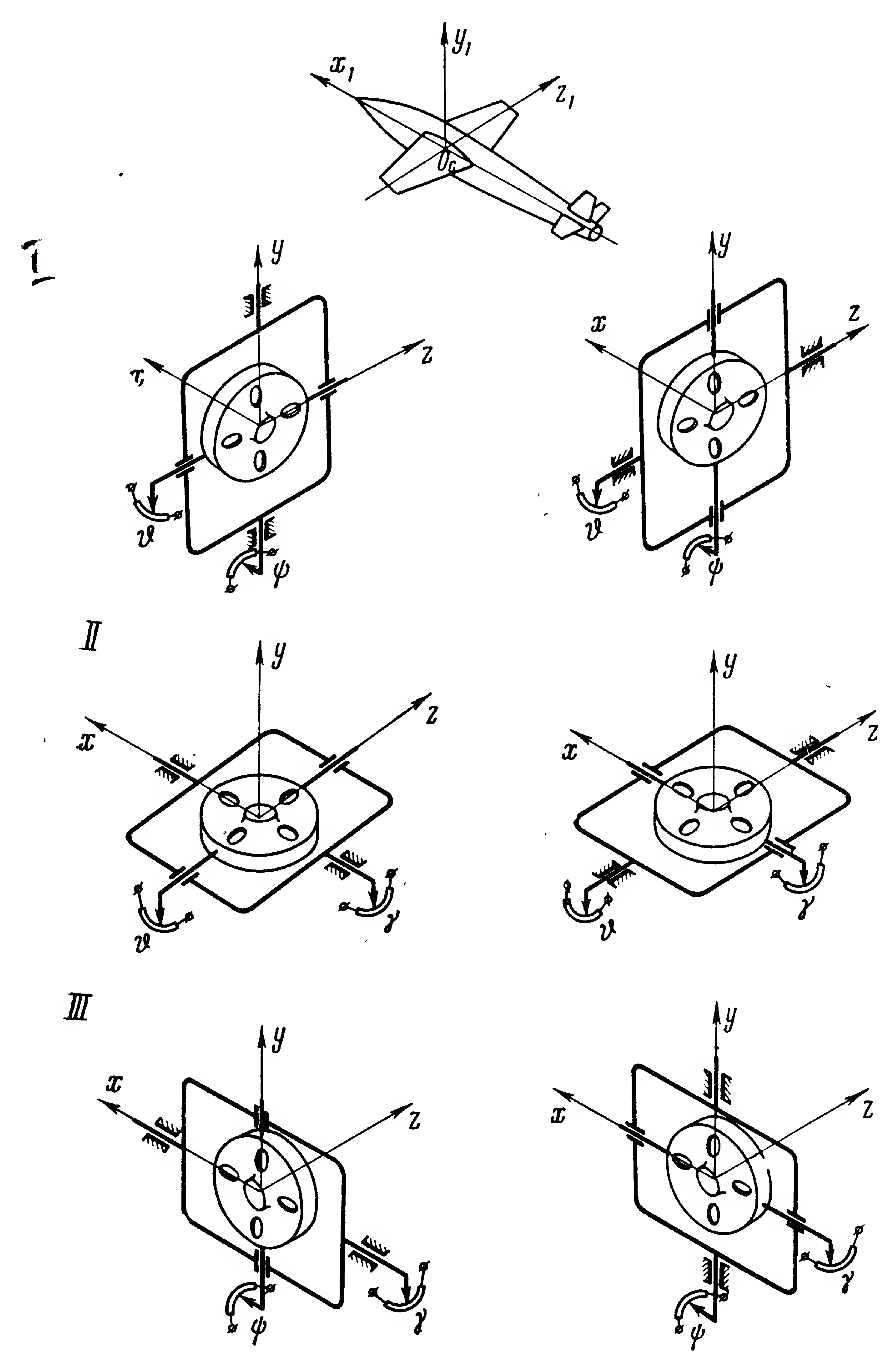


Рис. 4.2. Варианты расположения трехстепенных гироскопов на летательном аппарате:

I — приборы для измерения углов ψ и ϑ; *II* — приборы для измерения углов ϑ и γ; *III* — приборы для измерения углов ψ и γ

Во-первых, приборы должны быть расположены так, чтобы ни при каких эволюциях летательного аппарата не происходило складывания рамок карданового подвеса. В противном случае нормальная работа прибора будет нарушена.

Во-вторых, следует стремиться к тому, чтобы геометрические погрешности карданового подвеса (кардановые ошибки) были бы минимальными. Наличие кардановых ошибок гироскопа приводит к ошибке стабилизации летательного аппарата. Кроме того, возникает нежелательная взаимосвязь каналов стабилизации. Поясним это на простейшем примере.

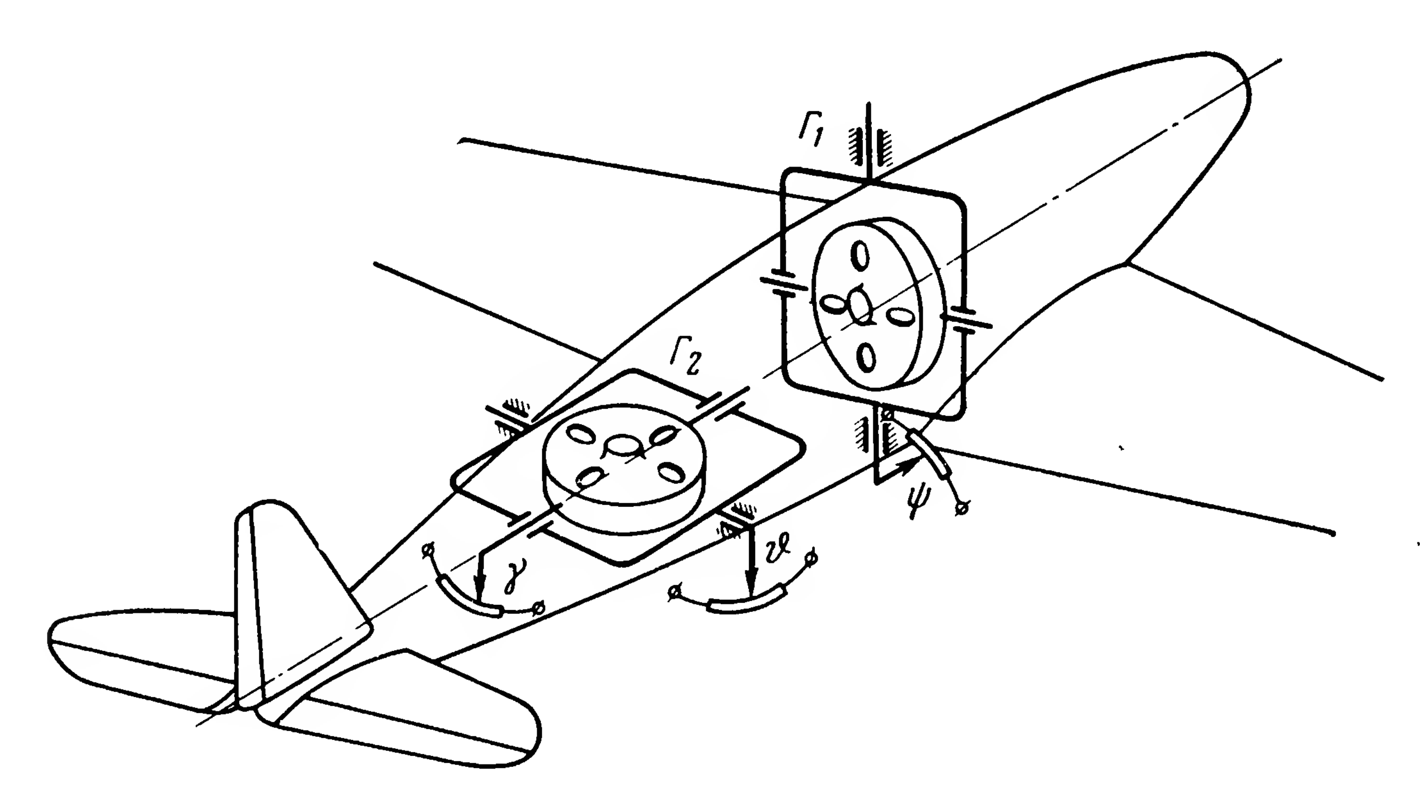


Рис. 4.3. Типовое расположение гироскопических измерителей на самолете

У прибора, предназначенного для измерения угла рыскания ψ и расположенного согласно схеме 4.2, *I*, может быть кардановая ошибка*

$$\Delta\alpha = \psi - \operatorname{arctg}\left(\frac{\operatorname{tg}\psi\cos\gamma + \sin\vartheta\sin\gamma - \cos\vartheta\sin\gamma\sec\psi\operatorname{tg}\overline{\beta}}{\cos\vartheta + \sin\vartheta\sec\psi - \operatorname{tg}\overline{\beta}}\right),$$

где γ и ϑ — углы крена и тангажа летательного аппарата;

$\overline{\beta}$ — угол подъема оси ротора гироскопа над плоскостью горизонта.

Иными словами, даже при отсутствии отклонения летательного аппарата от курса в канал курсовой стабилизации будет поступать вредный сигнал, зависящий от углов γ и ϑ. Каналы стабилизации оказываются связанными через гироскопический измеритель. Взаимосвязь каналов стабилизации может оказать нежелательное влияние на устойчивость всей системы.

---

* Пельпор Д. С. Курсовые гироскопические системы. В кн. «Основы автоматического регулирования». Под ред. Солодовникова В. В. Т. II. Ч. 1. Машгиз, 1959, стр. 133.

Таким образом, вопрос рационального расположения трехстепенных гироскопов на летательном аппарате может быть решен только после тщательного анализа кардановых ошибок с учетом траектории полета.

Для самолетов, нормальным режимом полета которых является режим прямолинейного горизонтального полета, распространенная схема расположения гироскопов показана на рис. 4.3. При таком расположении приборов изменение курса самолета, которое может происходить в широких пределах, не нарушает нормальной работы прибора, измеряющего угол ψ.

Сигналы, соответствующие углу ψ, снимаются с оси наружной рамки гироскопа $Г_1$, называемого курсоуказателем. Сигналы, соответствующие отклонению летательного аппарата по крену и тангажу, снимаются соответственно с осей внутренней и наружной рамок гироскопа $Г_2$, называемого гировертикалью.

На рис. 4.4 изображено расположение гироскопических приборов на баллистическом снаряде V-2 в момент старта. Траектория баллистического снаряда сильно искривлена в вертикальной плоскости, совпадающей с плоскостью стрельбы. Измерение с помощью одного гироскопа углов ϑ и γ связано с большими кардановыми ошибками. Поэтому прибор $Г_1$, называемый обычно гирогоризонтом, измеряет только углы тангажа, причем показания прибора снимаются с оси его внешней рамки. Прибор $Г_2$, называемый гировертикантом, используется для измерения углов крена и рыскания.

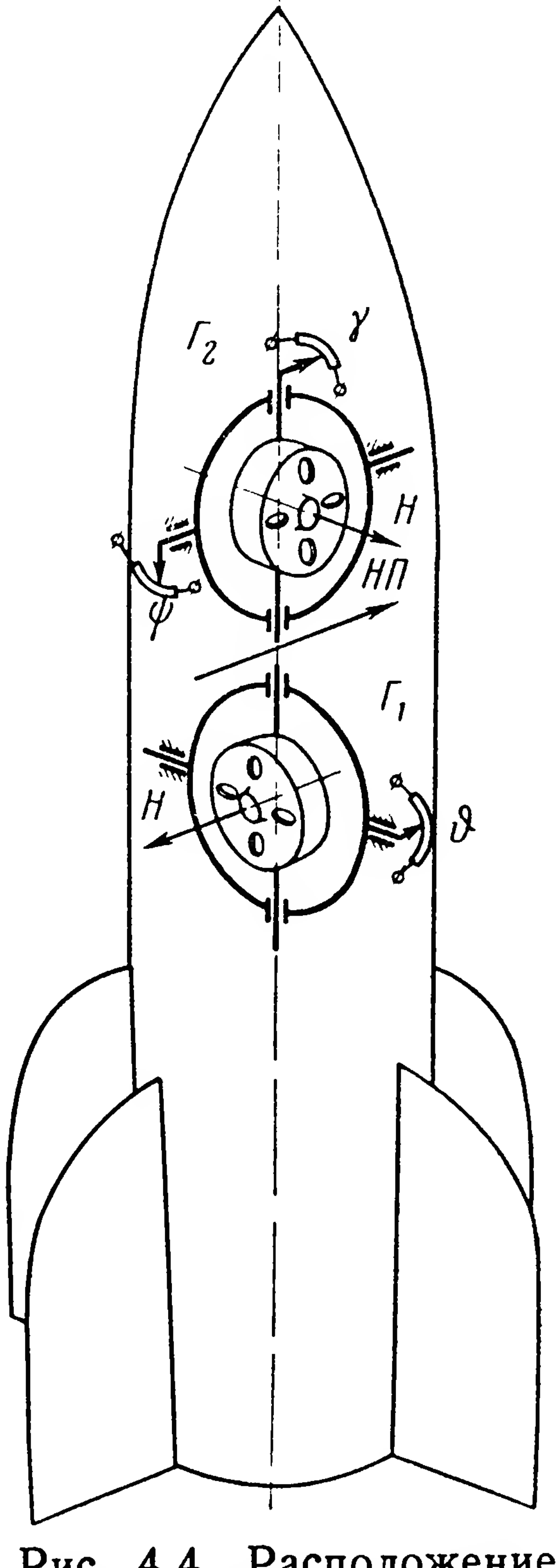


Рис. 4.4. Расположение гироскопических измерителей на баллистическом снаряде

Требуемая точность трехстепенных гироскопов зависит от назначения летательного аппарата и времени действия системы. Гироскопические приборы, используемые на самолетах, обычно не обладают очень высокой точностью. Однако показания приборов корректируются в плоскости горизонта с помощью маятников, а в плоскости азимута с помощью магнитного компаса или радиокомпаса. Точность же гироскопических приборов, применяемых в автономных системах управляемых снарядов, как правило, должна быть чрезвычайно высока, так как ошибки приборов в этих случаях непосредственно приводят к отклонению летательного аппарата от заданной траектории. Значительные ускорения полета затрудняют коррекцию приборов. В том

случае, когда траектория управляемого снаряда корректируется, например радиосредствами, требования к точности гироскопических приборов, естественно, могут быть значительно понижены. В настоящее время в качестве измерителей угловых перемещений летательного аппарата часто используют приборы, работающие по принципу силовой стабилизации. Применение этого принципа позволяет снизить требования к качеству опор подвеса по осям стабилизации и, кроме того,

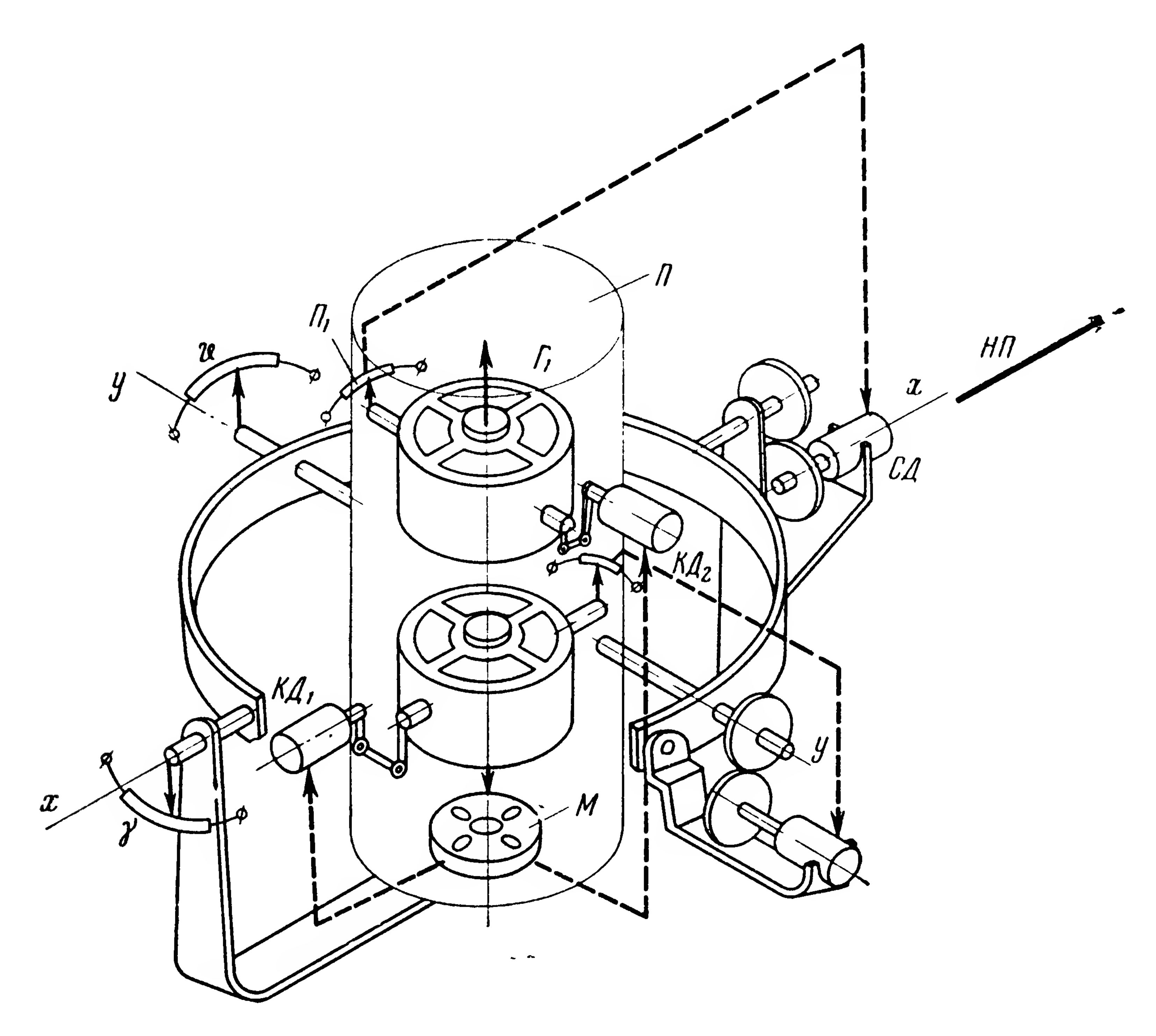


Рис. 4.5. Принципиальная схема центральной гировертикали

увеличить нагрузку на указанные оси, например, со стороны устройств, предназначенных для съема показаний прибора. Один из таких приборов, называемый центральной гировертикалью (*ЦГВ*), показан на рис. 4.5.

Прибор представляет собой платформу *П*, на которой расположены два интегрирующих гироскопа. Каждый из гироскопов стабилизирует платформу относительно одной оси. В том случае, если внешний возмущающий момент действует, например, относительно оси *xx*, гироскоп $Г_1$ прецессирует и с потенциометра $П_1$ будет снят электрический сигнал. Этот сигнал подается на стабилизирующий двигатель

СД. Стабилизирующий двигатель подает к системе сигнал таким образом, что внешний возмущающий момент оказывается скомпенсированным. Аналогично система работает в том случае, когда внешний момент приложен по оси *yy*. Коррекция *ЦГВ* осуществляется с помощью жидкостного маятника *М* и коррекционных двигателей $КД_1$ и $КД_2$.

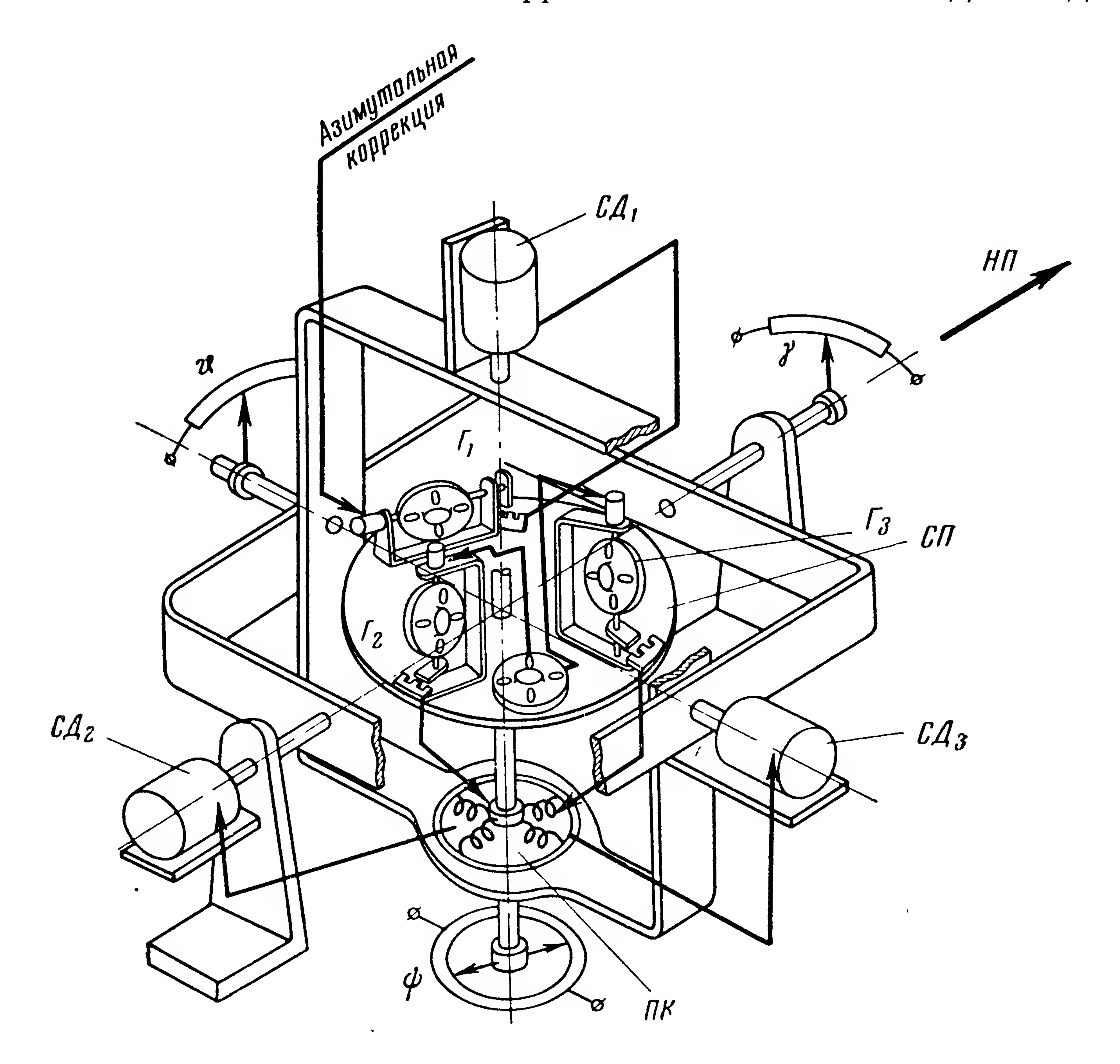


Рис. 4.6. Принципиальная схема трехгироскопной централи

При отклонении платформы от плоскости горизонта с жидкостного маятника снимается сигнал, поступающий на соответствующий коррекционный двигатель. Коррекционный двигатель воздействует на гироскоп, вызывая прецессию гироскопа в таком направлении, при котором платформа будет возвращаться к горизонтальному положению.

На рис. 4.6 показана схема трехгироскопной централи, с помощью которой могут быть одновременно измерены углы курса, крена и тан-

гажа. Так же как и в предыдущем случае, в централи используется принцип силовой гироскопической стабилизации. Чувствительными элементами являются интегрирующие гироскопы $Г_1$, $Г_2$ и $Г_3$. Вследствие того что площадка *СП* стабилизирована в горизонтальной плоскости и по азимуту, при развороте летательного аппарата оси чувствительности гироскопов $Г_2$ и $Г_3$ уже не будут совпадать с осями вращения рамок карданового подвеса.

Для нормальной работы прибора и в этих условиях в схеме предусмотрено специальное устройство — преобразователь координат *ПК*, распределяющий выходные напряжения гироскопов $Г_2$ и $Г_3$ на стабилизирующие двигатели $СД_2$ и $СД_3$ в соответствии с углом ψ. Ввиду того что при любых эволюциях летательного аппарата ось чувствительности гироскопа $Г_1$ остается вертикальной, кардановые ошибки по курсу в этом приборе отсутствуют.

Применение поплавковых интегрирующих гироскопов вместо обычных позволяет значительно увеличить точность прибора.

Для съема показаний гироскопических приборов широко применяются датчики, известные в технике измерения неэлектрических величин. Наибольшее применение находят электрические датчики: потенциометрические, индуктивные, сельсины и вращающиеся трансформаторы. Потенциометрический датчик является простейшим, однако при его использовании следует иметь в виду, что наличие скользящего контакта прикладывает к гироскопу момент сил трения, который может оказать заметное влияние на точность прибора; при перемещении щетки относительно обмотки потенциометра возможно кратковременное нарушение контакта. К этому же приводит вибрация прибора. Нарушение контакта вызывает появление шума на выходе датчика, причем амплитуда шума может оказаться соизмеримой со значением полезного сигнала. В результате этого нормальная работа элементов системы (усилителя, промежуточных устройств и т. д.), а иногда и всей системы оказывается нарушенной. Еще большее влияние на систему стабилизации оказывают шумы в том случае, когда сигнал с потенциометрического датчика подается на дифференцирующий контур, как это имеет место в системе стабилизации снаряда V-2. Частоты шума обычно значительно превышают частоту изменения полезного сигнала, в результате чего полезный сигнал оказывается ослабленным дифференцирующим контуром во много раз больше, чем сигнал помехи и соотношение полезный сигнал/шум оказывается крайне неблагоприятным. По этой причине в электрическую схему автопилота приходится вводить фильтры, уменьшающие амплитуду шумового сигнала.

При использовании пневматических рулевых машинок в некоторых схемах простейших автопилотов сигналы с гироскопических приборов снимаются с помощью пневматических датчиков. Такое устройство применялось, например, в автопилоте самолета-снаряда V-1.

§ 4. ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ИЗМЕРИТЕЛИ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ

Приборы, предназначенные для получения сигналов, пропорциональных угловой скорости летательного аппарата, так называемые датчики угловых скоростей (ДУС), обычно выполняются в виде гироскопа с двумя степенями свободы.

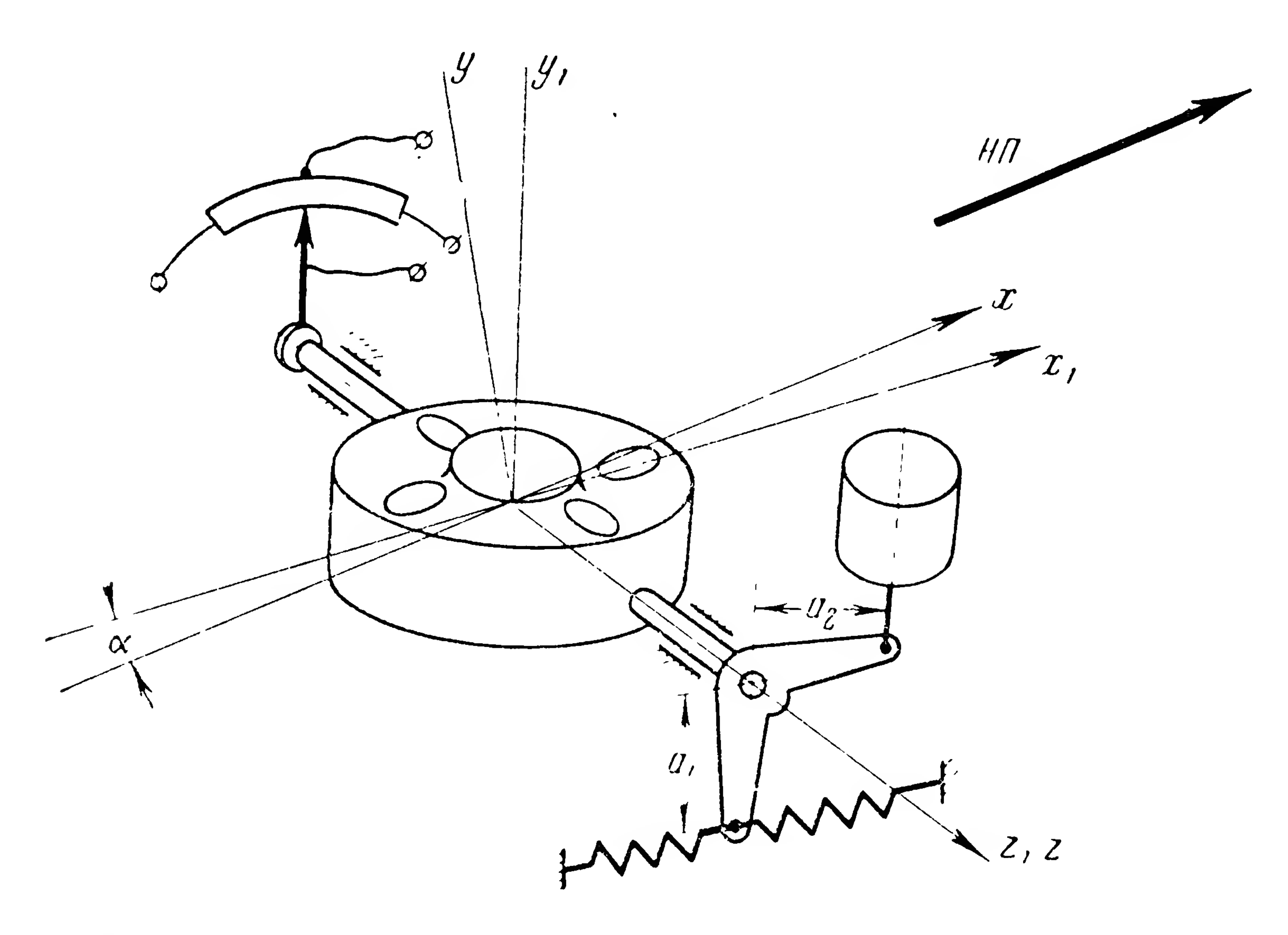


Рис. 4.7. Принципиальная схема датчика угловых скоростей

С помощью указанных приборов вводится производная в закон регулирования. При этом гироскопические измерители угловой скорости обычно располагают на летательном аппарате таким образом, что оси гироскопа оказываются параллельными соответствующим осям летательного аппарата. На рис. 4.7 приведена схема прибора, предназначенного для измерения угловой скорости крена.

Суммируя моменты, действующие относительно оси oz, получаем

$$J_z\ddot{\alpha} - H\omega_{x_1}\cos\alpha - H\omega_{y_1}\sin\alpha + J_z\dot{\omega}_{z_1} + M_д + M_{пр} - M_{тр} = 0, \quad (4.1)$$

где J_z — момент инерции рамки и всех связанных с ней узлов относительно оси oz;

H — кинетический момент гироскопа;

$\omega_{x_1}\omega_{y_1}\omega_{z_1}$ — угловые скорости летательного аппарата относительно соответствующих осей;

$M_д$ — момент, прикладываемый демпфером;

$M_{пр}$ — момент от деформации пружины;

$M_{тр}$ — момент сил сухого трения.

Считая, что момент сил демпфирования пропорционален угловой скорости, можем записать

$$M_д = k_д \dot{\alpha}, \qquad (4.2)$$

где $k_д$ — коэффициент пропорциональности.

Момент от деформации пружины может быть получен в виде

$$M_{пр} = k_{пр} a_1^2 \alpha,$$

где $k_{пр}$ — жесткость пружины.

Обозначив

$$k_{пр} a_1^2 = k, \qquad (4.3)$$

получим

$$M_{пр} = k\alpha.$$

Будем считать, что углы α малы. Кроме того, инерционный момент $J_{z_1} \dot{\omega}_{z_1}$ обычно также мал. На этом основании, принимая во внимание последнее равенство, а также выражения (4.1) и (4.2), получим уравнение датчика угловых скоростей в виде

$$J_z \ddot{\alpha} + k_д \dot{\alpha} + k\alpha = H\omega_{x_1} + M_{тр}. \qquad (4.4)$$

В установившемся режиме при отсутствии момента сил трения

$$\alpha = \frac{H}{k} \omega_{x_1},$$

т. е. угол отклонения рамки гироскопа пропорционален угловой скорости ω_{x_1}. В том случае, когда величина ω_{x_1} переменна, в показаниях прибора существуют значительные динамические погрешности.

Пусть угловая скорость ω_{x_1} меняется по гармоническому закону $\omega_{x_1} = A \sin \omega t$. Пренебрегая моментом сил трения и вводя обозначения

$$2\delta = \frac{k_д}{J_z}; \quad \omega_п^2 = \frac{k}{J_z}; \quad m_0 = \frac{HA}{J_z}, \qquad (4.5)$$

уравнение (4.4) можно записать в виде

$$\ddot{\alpha} + 2\delta \dot{\alpha} + \omega_п^2 \alpha = m_0 \sin \omega t. \qquad (4.6)$$

Частное решение последнего уравнения определяет вынужденные колебания системы и может быть найдено в виде

$$\alpha_В(t) = B \sin(\omega t + \varphi),$$

где

$$B = \frac{m_0}{\sqrt{(\omega_п^2 - \omega^2)^2 + 4\omega^2\delta^2}};$$

$$\varphi = \operatorname{arctg} \frac{2\delta\omega}{\omega^2 - \omega_п^2}. \qquad (4.7)$$

Величина $\omega_п$ обычно называется частотой собственных колебаний прибора.

Весьма важной характеристикой динамических свойств прибора является отношение частоты ω изменения угловой скорости ω_{x_1} к частоте собственных колебаний $\omega_п$

$$q = \frac{\omega}{\omega_п}.$$

Кроме того, введем величину

$$Q = \frac{\omega_п}{2\delta}, \qquad (4.8)$$

характеризующую затухание системы.

Тогда можно записать

$$\alpha_В(t) = \frac{m_0}{\omega_п^2\sqrt{(1-q^2)^2 + \frac{q^2}{Q^2}}} \sin(\omega t + \varphi),$$

где

$$\varphi = \operatorname{arctg} \frac{q}{Q(1-q^2)}.$$

Собственные колебания системы определяются как общее решение уравнения (4.6)

$$\alpha_c(t) = De^{-\delta t} \cos(\omega_1 t - \beta), \qquad (4.9)$$

где $\omega_1 = \sqrt{\omega_п^2 - \delta^2}$ — частота затухающих колебаний;

D и α — постоянные, определяемые из начальных условий.

Таким образом, колебания рамки гироскопа происходят по закону

$$\alpha(t) = De^{-\delta t} \cos(\omega_1 t - \beta) + \frac{m_0}{\omega_п^2\sqrt{(1-q^2)^2 + \frac{q^2}{Q^2}}} \sin(\omega t + \varphi). \qquad (4.10)$$

Если бы прибор был идеальным, его показания определялись бы равенством

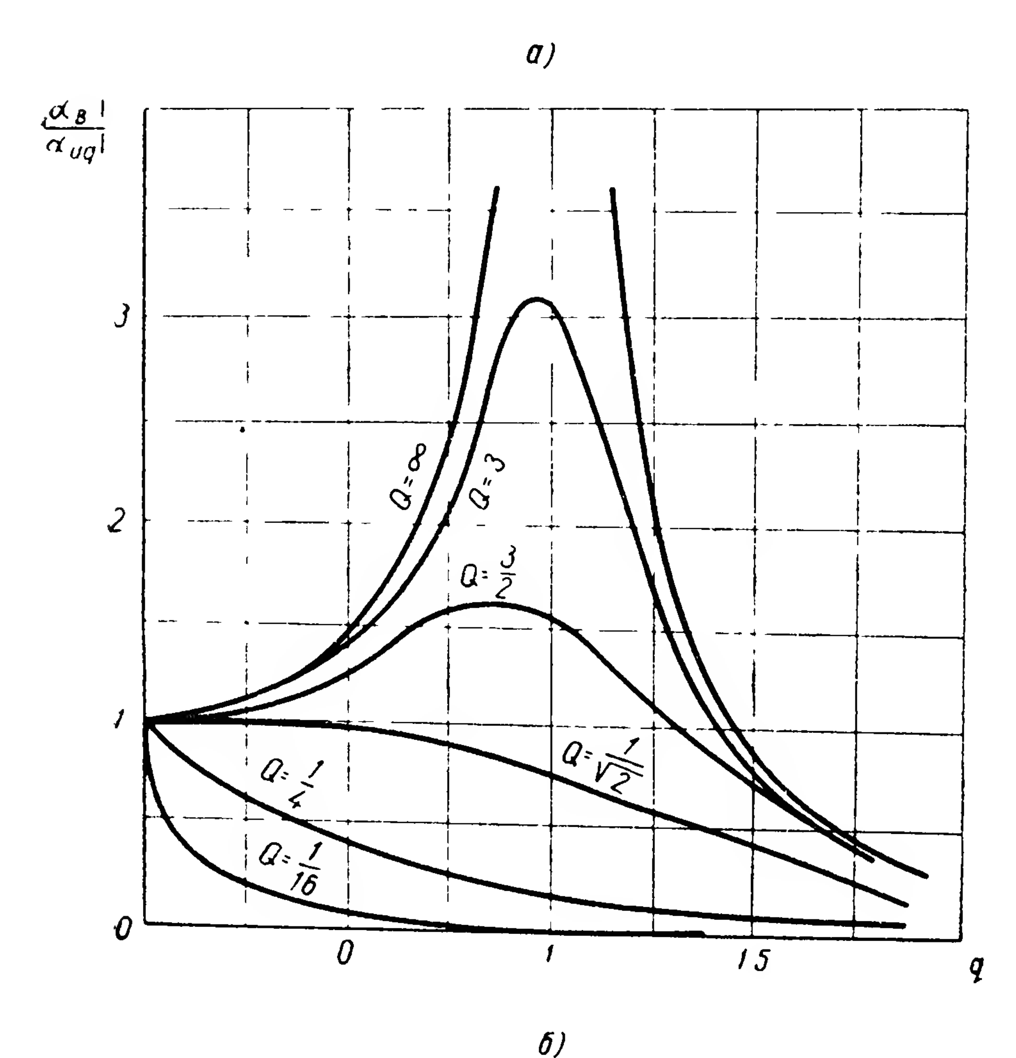
$$\alpha_{ид}(t) = \frac{m_0}{\omega_п^2} \sin \omega t. \qquad (4.11)$$

Сравнивая выражения (4.10) и (4.11), можно сделать вывод, что реальный прибор имеет ошибки от собственных колебаний, определяемые равенством (4.9), ошибки в воспроизведении амплитуды

$$\frac{|\alpha_{в}|}{|\alpha_{ид}|} = \frac{1}{\sqrt{(1-q^2)^2 + \frac{q^2}{Q^2}}},$$

а также ошибки, заключающиеся в искажении фазы измеряемого сигнала и определяемые уравнением (4.7).

На рис. 4.8, *а* построены графики $\frac{|\alpha_{в}|}{|\alpha_{ид}|}$ как функции величин q и Q. Как видно из графиков, минимальная ошибка прибора будет в том случае, когда $Q \approx 1$. Так при $Q=0{,}9$ искажение амплитуды сигнала не превышает 10% до значения $q_{max}=1$. На рис. 4.8, *б* построены кривые $\varphi=\varphi(q, Q)$. Из этих кривых видно, что минимальные фазовые искажения прибора будут тогда, когда $Q=\infty$ (что соответствует отсутствию демпфирования). При этом φ остается равным нулю до значения $q_{max}=1$. Легко можно показать также, что наилучшее затухание свободных колебаний системы происходит при значении $Q \approx 0{,}5$.



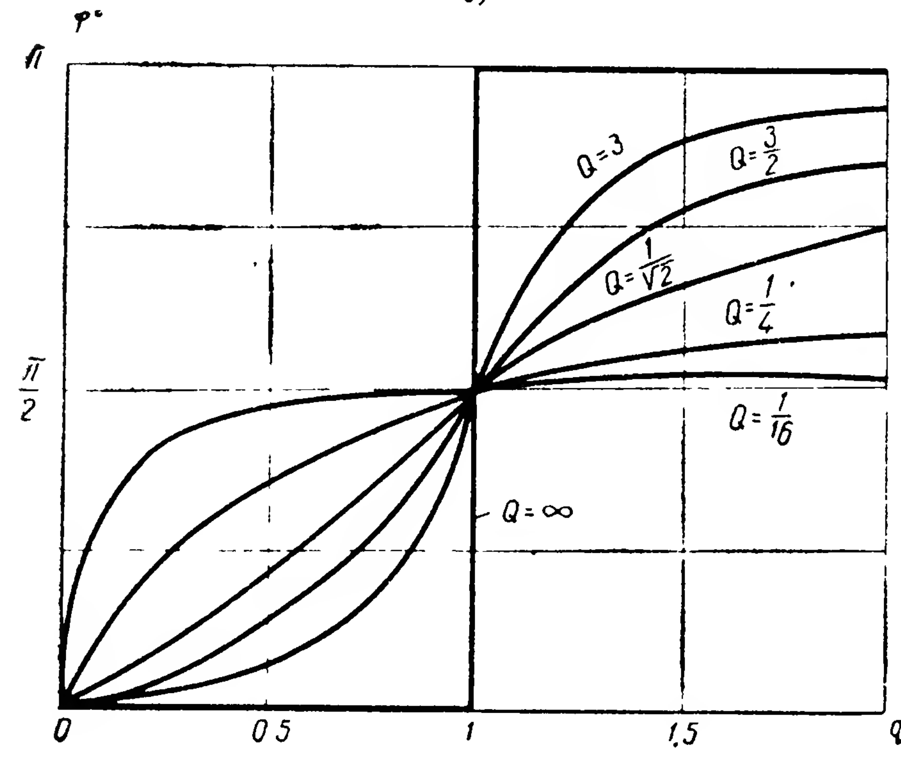


Рис. 4.8. Графики для определения амплитудных (*а*) и фазовых погрешностей (*б*) датчика угловой скорости

Таким образом, требования к выбору параметров прибора, обеспечивающих определенную его точность, являются довольно противоречивыми. Единственной возможностью повысить динамическую точность прибора является выбор достаточно высокой частоты собственных колебаний прибора по отношению к максимальной частоте колебаний летательного аппарата. Если при этом величина $q_{max}=\frac{\omega_{max}}{\omega_{п}}$ оказывается достаточно малой, то искажения амплитуды и фазы сигнала, как это следует из рис. 4.8, могут быть несущественными при

любых значениях Q. Практически величина q_{max} берется в пределах $0{,}1 \div 0{,}2$.

При анализе систем стабилизации частотным методом удобнее уравнение (4.4) переписать в ином виде. Вводя обозначения

$$T^2 = \frac{J_z}{k}; \quad \xi = \frac{k_д}{2\sqrt{kJ_z}}; \quad k_г = \frac{H}{k},$$

получим

$$T^2 \ddot{\alpha} + 2\xi T \dot{\alpha} + \alpha = k_2 \omega_{x_1} + \frac{M_{тр}}{k},$$

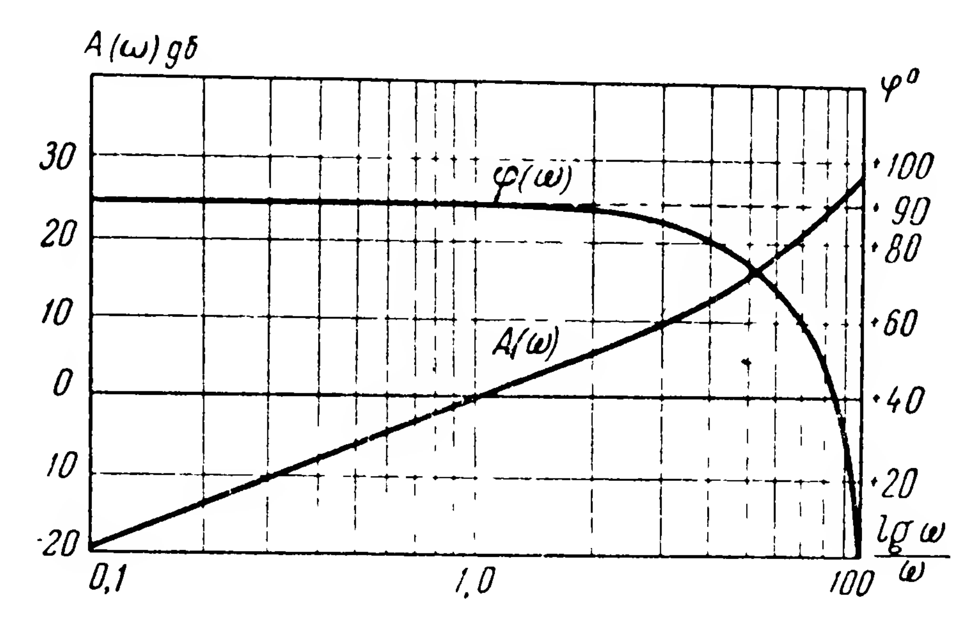


Рис. 4.9. Логарифмические частотные характеристики датчика угловой скорости

или, считая что

$$\omega_{x_1} = p\gamma$$

и пренебрегая моментом сил трения, получим

$$(Tp^2 + 2\xi Tp + 1)\,\alpha = k_г p\gamma. \tag{4.12}$$

Между коэффициентами уравнений (4.6) и (4.12) существует следующая зависимость:

$$T = \frac{1}{\omega_п}; \quad \xi = \frac{\delta}{\omega_п}; \text{ кроме того } \xi = \frac{1}{2Q}.$$

На рис. 4.9 приведена частотная характеристика прибора, имеющего $\omega_п = 10^1/сек$ и $\xi = 0{,}2$. Коэффициент $k_г$ условно принят за единицу. Из графика видно, что при малых частотах колебаний летательного аппарата до значения $\omega = 1-2\ ^1/сек$ измерение угловой скорости происходит без заметных искажений. Поэтому при достаточно высокой частоте собственных колебаний прибора можно не принимать во внимание его динамические погрешности и записать

$$\alpha = k_г p\gamma. \tag{4.13}$$

Считая, кроме того, что характеристика потенциометрического датчика линейна, на выходе датчика будем иметь напряжение

$$U = k_{\text{п}}\, k_{\text{г}} p \gamma,$$

где $k_{\text{п}}$ — крутизна характеристики потенциометра.

Реальные конструкции приборов для измерения угловых скоростей могут существенно отличаться от схемы, приведенной на рис. 4.7.

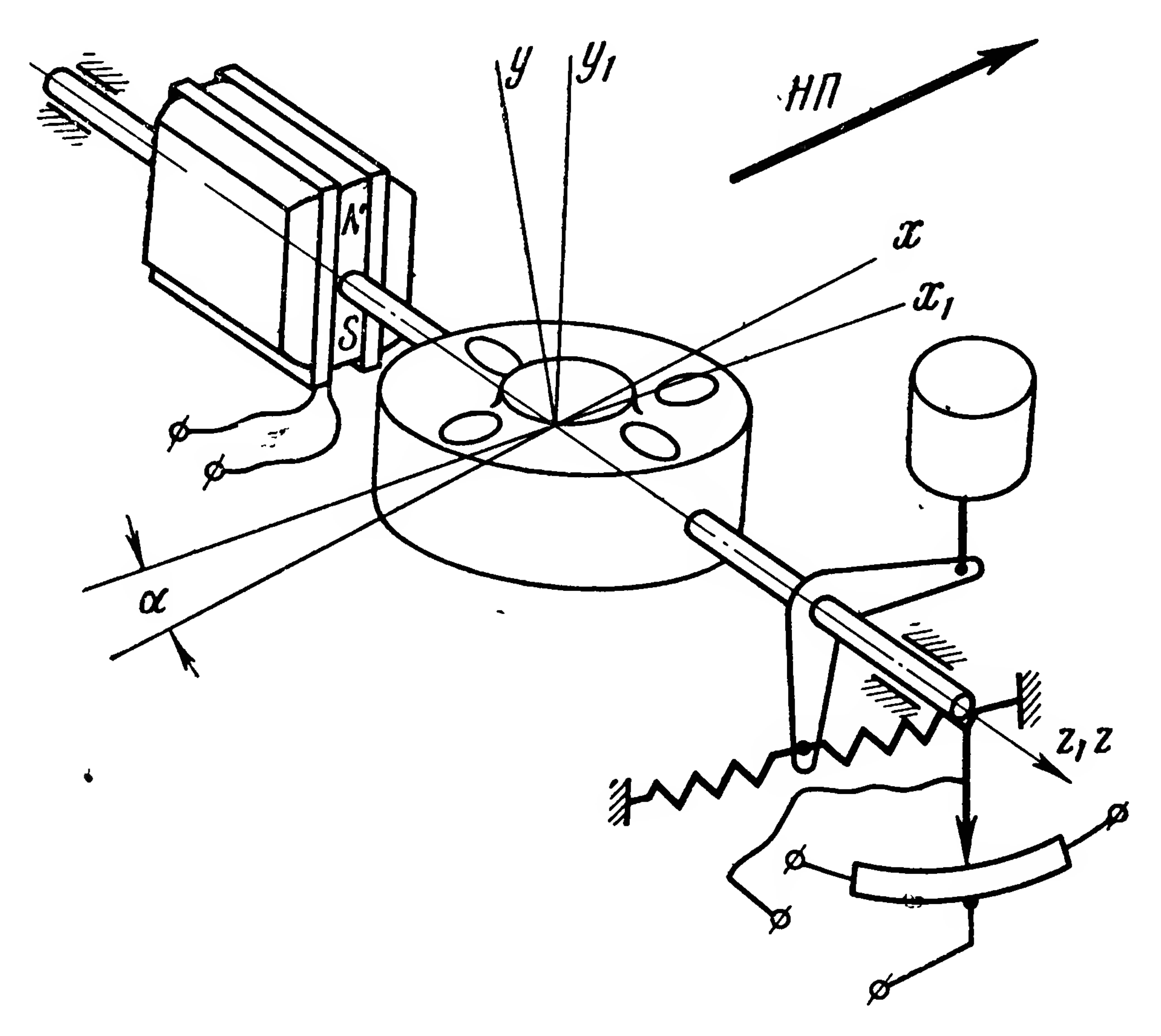


Рис. 4.10. Принципиальная схема гироскопического прибора для измерения угловой скорости с индукционным датчиком

Так, например, в ряде случаев для создания противодействующих моментов используется электрическая пружина. Демпфирующий момент может создаваться электромагнитным демпфером или, как, например, в поплавковых гироскопах, за счет использования вязких свойств жидкости. Различными по конструкции могут быть устройства для съема показаний прибора. Несмотря на это, приведенные выше общие соотношения с учетом конструктивных особенностей прибора остаются в силе и в этих случаях. Более того, они отражают динамические свойства большинства измерительных приборов.

Для получения сигналов, пропорциональных угловому ускорению летательного аппарата, можно воспользоваться рассмотренным выше прибором с дифференцирующим устройством. На рис. 4.10 показана схема прибора, в которой измерение углового ускорения производится с помощью индукционного датчика. Согласно закону электромагнит-

ной индукции индуктированная э.д.с. определяется скоростью изменения магнитного потока Ф, сцепленного с катушкой из w витков. Иными словами,

$$e = w \frac{d\Phi}{dt}.$$

Если изменение магнитного потока пропорционально углу поворота рамки гироскопа α, то

$$e = k\dot{\alpha},$$

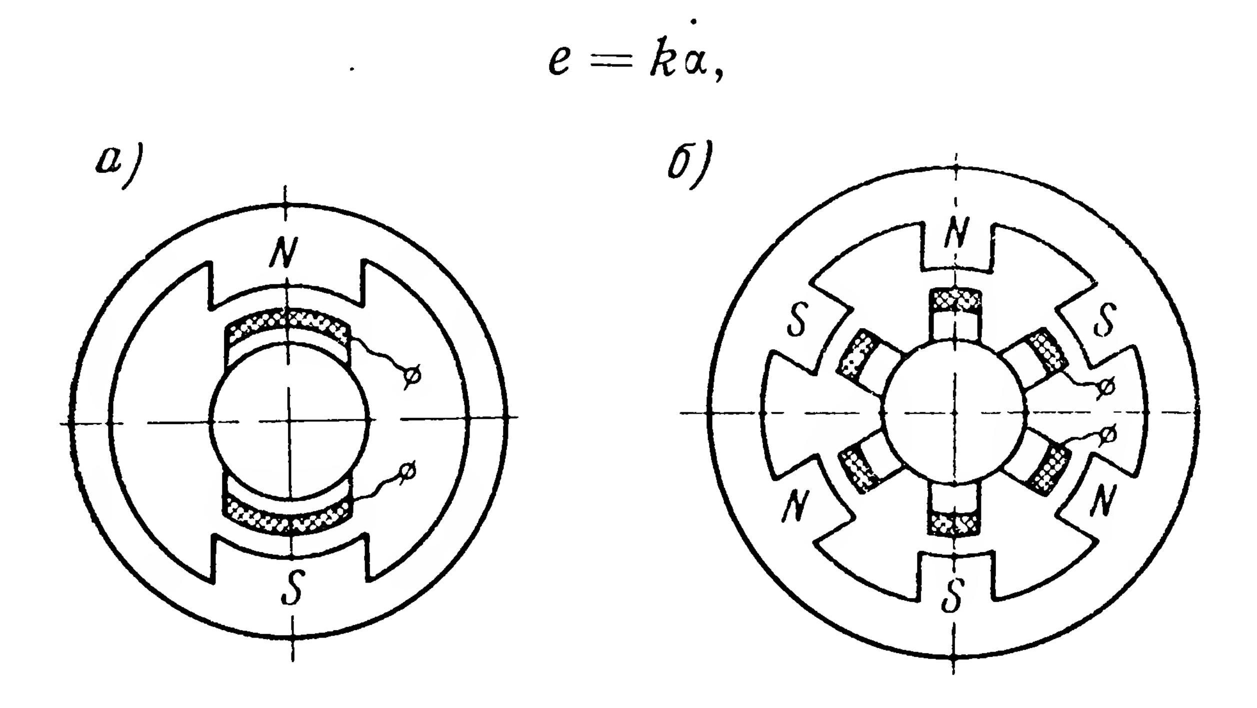


Рис. 4.11. Принципиальные схемы индукционных датчиков:

а — датчик с одной катушкой, *б* — датчик с несколькими катушками

где k — коэффициент, зависящий от числа витков катушки, размеров катушки и свойств магнитного поля, в которое она помещена.

Так, для варианта схемы датчика, показанного на рис. 4.11, *а*, величина э.д.с. равна

$$e = 2wBlr \frac{d\alpha}{dt} \cdot 10^{-8},$$

где B — индукция в зазоре;
l — аксиальная длина рамки;
r — радиус рамки.

С точки зрения увеличения крутизны характеристики датчика выгоднее увеличивать число витков рамки. При этом растет зазор между магнитом и сердечником и уменьшается индукция B. Поэтому для повышения крутизны характеристики применяют несколько катушек, включенных последовательно (рис. 4.11, *б*). В некоторых случаях целесообразно использовать внутрирамочный магнит, посаженный на ось гироскопа. В этом варианте рамка неподвижна и отпадает необходимость в устройстве лишних токоподводов.

Учитывая зависимость (4.13), напряжение, снимаемое с индукционного датчика, получаем в виде

$$e = 2WBlrk_{г}\ddot{\gamma}\cdot 10^{-8}$$

или

$$e = k_{и}\ddot{\gamma},$$

где

$$k_{и} = 2WBlrk_{г}\cdot 10^{-8}.$$

Небольшое конструктивное изменение рассмотренного гироскопического прибора позволяет использовать его для одновременного изме-

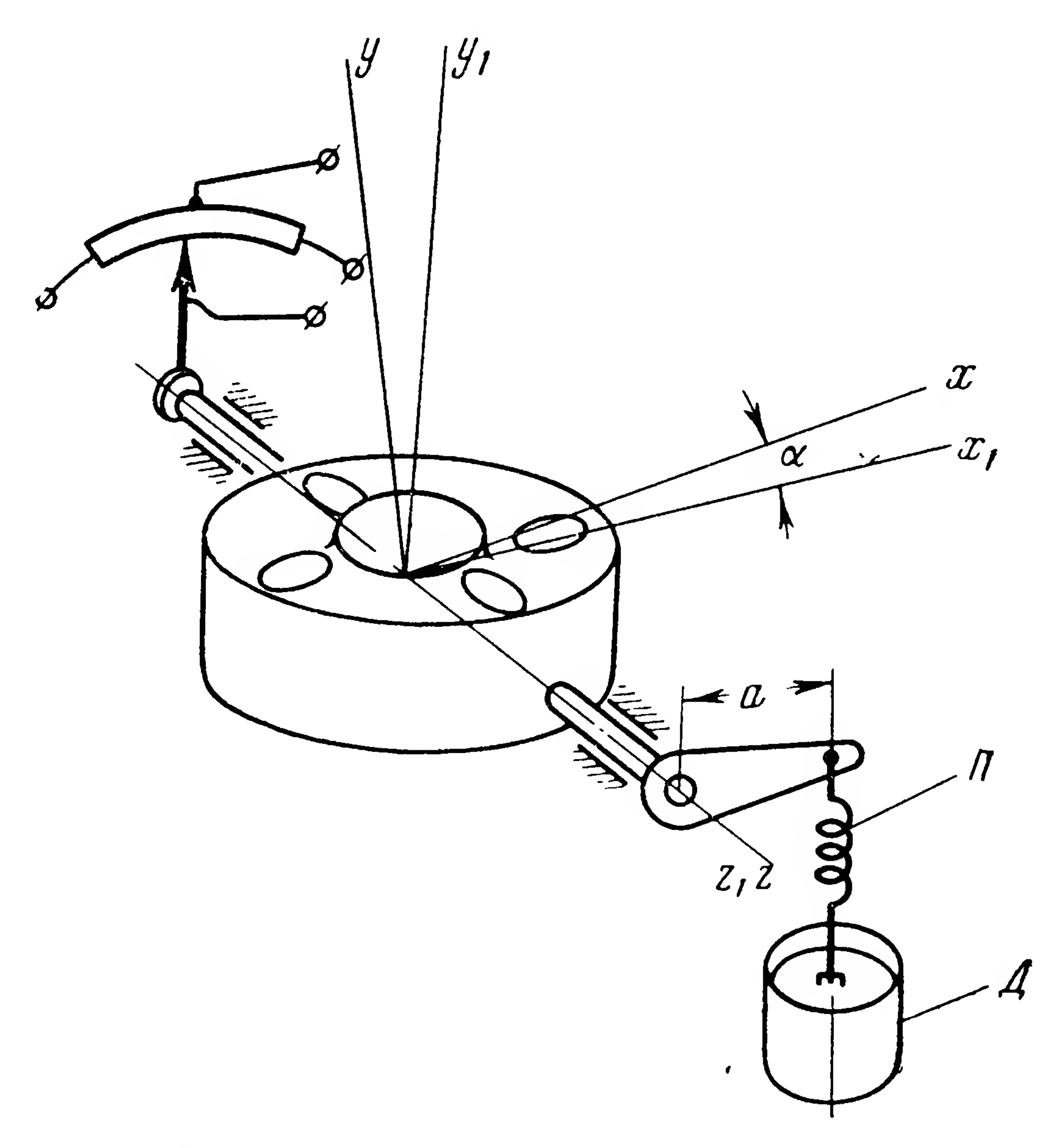


Рис. 4.12. Принципиальная схема гироскопического прибора для одновременного измерения угла отклонения летательного аппарата и угловой скорости

рения угла отклонения летательного аппарата и угловой скорости*. Схема такого прибора показана на рис. 4.12. Демпфер *Д* связан здесь с осью прибора не жестко, а через пружину *П*.

Предполагая, что углы отклонения рамки малы, и суммируя моменты, действующие относительно оси прибора oz, находим

$$J_z\ddot{\alpha} - H\omega_{x_1} - M_{пр} - M_{тр} = 0,$$

где $M_{пр}$— момент, приложенный к гироскопу со стороны пружины.

* Основы автоматического регулирования. Под ред. Солодовникова В. В. Т. II. Ч. 2. Машгиз, 1959.

Момент, приложенный пружиной, будет равен

$$M_{пр} = k_{пр} a x,$$

где $k_{пр}$ — жесткость пружины;
a — длина рычага;
x — деформация пружины.

Если через y обозначить деформацию пружины за счет перемещения поршня демпфера относительно корпуса прибора, то получим

$$x = a\alpha - y;$$

$$M_{пр} = ak_{пр}(a\alpha - y). \qquad (4.15)$$

К этому уравнению необходимо добавить уравнение сил, действующих на подвижную часть демпфера. Пренебрегая, ввиду их малости, силами инерции поршня, можно записать

$$F_{пр} = F_{д},$$

где $F_{пр}$— сила, прикладываемая к поршню со стороны пружины;
$F_{д}$— сила, возникающая при перемещении поршня демпфера.

Если считать, что

$$F_{д} = k_{д}\dot{y} \text{ и } F_{пр} = k_{пр}(a\alpha - y),$$

то

$$k_{д}\dot{y} = k_{пр}(a\alpha - y). \qquad (4.16)$$

Исключив из уравнений (4.15) и (4.16) величину y и подставив найденное значение $M_{пр}$ в уравнение (4.14), после элементарных преобразований получаем

$$\dddot{\alpha} + \frac{k_{пр}}{k_{д}}\ddot{\alpha} + \frac{a^2 k_{пр}}{J_z}\dot{\alpha} = \frac{H}{J_z}\dot{\omega}_{x_1} + \frac{Hk_{пр}}{J_z k_{д}}\omega_x + \frac{\dot{M}_{тр}}{J_z} + \frac{k_{пр}M_{тр}}{J_z}. \qquad (4.17)$$

Обычно принимаются специальные конструктивные меры с тем, чтобы момент сил сухого трения был мал.

Считая момент трения равным нулю и вводя обозначения

$$2\delta = \frac{k_{пр}}{k_{д}}; \quad \omega_{п}^2 = \frac{a^2 k_{пр}}{J_z}, \qquad (4.18)$$

уравнение (4.17) запишем в виде

$$\dddot{\alpha} + 2\delta\ddot{\alpha} + \omega_{п}^2\dot{\alpha} = \frac{H}{J_z}\dot{\omega}_{x_1} + \frac{H}{J_z}\cdot\frac{k_{пр}}{k_{д}}\omega_{x_1}.$$

Интегрируя правую и левую части последнего выражения, получим

$$\ddot{\alpha} + 2\delta\dot{\alpha} + \omega_{\text{п}}^2 \alpha = \frac{H}{J_z}\omega_{x_1} + \frac{H}{J_z}\cdot\frac{k_{\text{пр}}}{k_{\text{д}}}\int\limits_0^t \omega_{x_1}\,dt. \quad (4.19)$$

Таким образом, если не учитывать динамических и статических погрешностей прибора, угол поворота α его рамки α будет пропорционален угловой скорости ω_{x_1} и величине $\int_0 \omega_{x_1}\,dt$, т. е. углу поворота летательного аппарата относительно оси oy_1. В том случае, когда входная величина прибора меняется по закону $\omega_{x_1} = A\sin\omega t$, гироскоп воспроизводит измеряемые величины с искажениями по амплитуде, равными

$$\frac{|\alpha_{\text{в}}|}{|\alpha_{\text{ид}}|} = \frac{1}{\sqrt{(1-q^2)^2 + \frac{q^2}{Q^2}}},$$

и искажениями фазы, определяемыми соотношением

$$\varphi = \operatorname{arctg}\frac{q}{Q(1-q^2)},$$

где

$$Q = \frac{\omega_{\text{п}}}{2\delta}; \quad q = \frac{\omega}{\omega_{\text{п}}}.$$

В рассматриваемом приборе отсутствуют силы, приводящие ось гироскопа в определенное положение. Поэтому в процессе работы прибора ось его рамки будет постепенно уходить от первоначального положения. Следовательно, данный прибор может быть использован только при кратковременной работе системы стабилизации. Использование индукционного датчика позволяет также снимать с прибора сигнал, пропорциональный угловому ускорению.

§ 5. УСИЛИТЕЛИ И ПРОМЕЖУТОЧНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

Сигналы, снятые с чувствительных элементов автопилота, как правило, не могут быть поданы на рулевые машинки непосредственно. Обычно эти сигналы требуют усиления по напряжению (если сигнал электрический) и по мощности. В некоторых случаях приходится преобразовывать электрический сигнал, снятый с чувствительных элементов, в другую физическую величину, более удобную для дальнейшего использования. В качестве примера можно привести преобразование электрического сигнала в перемещение струйной трубки или золотника. Иногда оказывается необходимым преобразование электрического сигнала постоянного тока в электрический сигнал переменного тока.

Для выполнения указанных задач в схеме автопилота используют промежуточные элементы.

Следует заметить, что существует большое количество разнообразных промежуточных элементов, принцип действия, схема и конструктивные особенности которых зависят от назначения летательного аппарата и предъявляемых к нему требований.

Схемы усилителей и промежуточных элементов во многом определяются типом применяемых рулевых машинок. Усилители, применяемые в автопилотах, должны обладать следующими основными свойствами: в рабочей полосе частот усилитель должен иметь постоянный коэффициент усиления; обеспечивать малое смещение фазы усиливаемого сигнала при изменении уровня входной величины и малый уровень шумов. Ввиду того что в установившихся условиях работы автопилота напряжение на входе усилителя близко к нулю, очень высокие требования к линейности характеристики усилителя не предъявляются. Обычно допускается также некоторое искажение формы усиливаемого сигнала.

В схемах автопилотов находят применение электронные, магнитные, тиратронные, электромашинные и релейные усилители. Электронные усилители практически безынерционны, имеют сравнительно малые габариты, вес и небольшую стоимость. Характеристики усилителя переменного тока достаточно стабильны и мало зависят от внешних условий. К недостаткам этих усилителей следует отнести недостаточную надежность и чувствительность к вибрациям и перегрузкам. Электронные усилители целесообразно выполнять на максимальные мощности, не превышающие $\sim 50 \div 70$ *вт*. Увеличение мощности сверх указанных величин требует применения специальных генераторных ламп и высоких анодных напряжений, в результате чего конструкция усилителя значительно усложняется, а габариты и вес увеличиваются. Обычно требуемая мощность рулевой машинки автопилота оказывается сравнительно высокой. На этом основании электронные усилители используют в качестве предварительных для приведения в действие реле, золотников и других устройств. Для непосредственного питания электрических рулевых машинок электронные усилители оказываются обычно непригодными.

С достаточной для практики точностью уравнение электронного усилителя может быть представлено в виде

$$U_{вых} = kU_{вх},$$

где $U_{вых}$ и $U_{вх}$ — соответственно выходное и входное напряжения; k — коэффициент усиления.

Магнитные усилители обладают очень высокой надежностью, способностью переносить вибрации, удары и перегрузки. Магнитный усилитель может быть снабжен несколькими управляющими обмотками, в связи с чем упрощается суммирование сигналов, поступающих на усилитель с измерительных элементов и цепей обратных связей.

Входное сопротивление магнитных усилителей обычно невелико, поэтому могут возникнуть трудности в согласовании характеристик датчиков измерителей, корректирующих цепей и усилителя. Магнитные усилители принципиально могут быть выполнены на мощности до нескольких киловатт. Однако вес, габариты и инерционность усилителя при этом будут очень большими.

Как известно*, уравнение магнитного усилителя приближенно может быть представлено в виде

$$T\dot{U}_{\text{вых}} + U_{\text{вых}} = kU_{\text{вх}},$$

где T — постоянная времени усилителя;
k — коэффициент усиления.

Постоянная времени T в значительной степени зависит от мощности усилителя и колеблется в пределах от сотых до десятых долей секунды. Такое большое значение постоянной времени может явиться препятствием для использования магнитного усилителя в схеме автопилота. Двухтактные магнитные усилители с выходом на постоянном токе имеют низкий к.п.д., поэтому оказывается целесообразным применять их в том случае, если от них не требуется большая выходная мощность, например для питания электромагнитов, реле и т. п. При этом постоянная времени усилителя составляет величину порядка сотых долей секунды.

В электрической рулевой машинке с двигателем переменного тока небольшой мощности магнитный усилитель иногда используется для питания управляющей обмотки двигателя.

Тиратронные усилители могут быть выполнены на мощности до нескольких киловатт. Они обладают большим разбросом параметров и их характеристики в значительной степени зависят от внешних условий (температуры), поэтому большого распространения в схемах автопилотов они не получили.

Электромашинные усилители, как правило, применяются для управления электрическими рулевыми машинками постоянного тока большой мощности.

Значительная инерционность усилителя, большой вес и габариты, малая надежность работы за счет наличия щеток и коллектора, большие эксплуатационные неудобства не позволяют рекомендовать электромашинные усилители для использования в схемах автопилотирования. Стремление уменьшить вес и габариты автопилота, а также существенно упростить систему стабилизации, приводит к разработке схем, в которых в качестве усилителей используются релейные элементы. Очень часто в качестве усилителей используют обычные электромагнитные реле. При этом коэффициент усиления по мощности дости-

* Колосов С. П. Элементы авиационных автоматических устройств. Оборонгиз, 1958.

гает величины 10^5—10^6. Автопилот, в котором использован релейный усилитель, чрезвычайно прост, компактен и легок.

Большое распространение релейные усилители получили в схемах беспилотных летательных аппаратов.

Очень часто релейный усилитель содержит поляризованное реле той или иной конструкции. В том случае, когда используется двухпо-

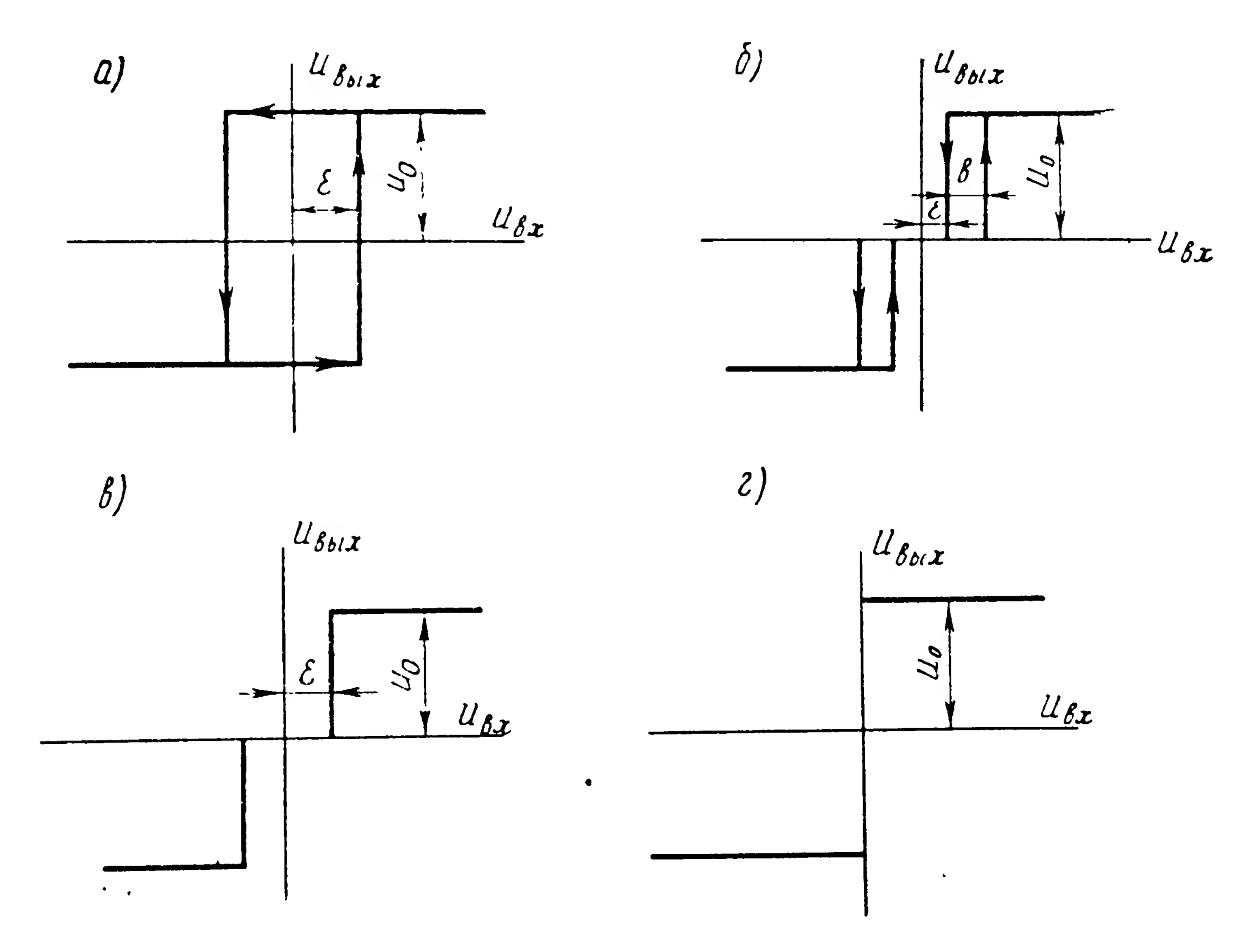


Рис. 4.13. Характеристики релейных усилителей:

а — характеристика с гистерезисной петлей; *б* — характеристика с гистерезисной петлей и зоной нечувствительности; *в* — характеристика с зоной нечувствительности; *г* — идеальная характеристика

зиционное поляризованное реле, характеристика усилителя имеет вид, показанный на рис. 4.13, *а*, и содержит гистерезисную петлю. При трехпозиционном поляризованном реле характеристика усилителя содержит гистерезисную петлю и зону нечувствительности (рис. 4.13, *б*). Для удобства расчетов часто прибегают к идеализации характеристик усилителей, представляя их в виде, показанном на рис. 4.13, *в* или 4.13, *г*. Такая идеализация допустима лишь в том случае, когда гистерезисная петля очень узкая. Пренебрежение гистерезисным видом характеристики может привести к серьезным ошибкам при анализе явлений, происходящих в системе стабилизации.

Релейный усилитель представляет собой существенно нелинейный элемент, характеристика которого не может быть линеаризирована. Анализ систем стабилизации, включающих релейный усилитель, может быть проведен только при использовании методов нелинейной теории автоматического регулирования. Помимо нелинейности статиче-

ской характеристики, необходимо учитывать также запаздывание в срабатывании реле. Быстродействующие поляризованные реле имеют время срабатывания до 0,002 *сек*. Время срабатывания обычных поляризованных реле лежит в пределах 0,02÷0,05 *сек*.

Релейные усилители чаще всего используют для непосредственного питания якоря электродвигателя рулевой машинки. При токе в цепи якоря до 1 *а* и напряжении 24÷27 *в* управлять работой двигателя могут обычные поляризованные реле. В случае бо́льших токов приходится использовать промежуточные реле, имеющие более мощную контактную группу. При этом схема усилителя может иметь,

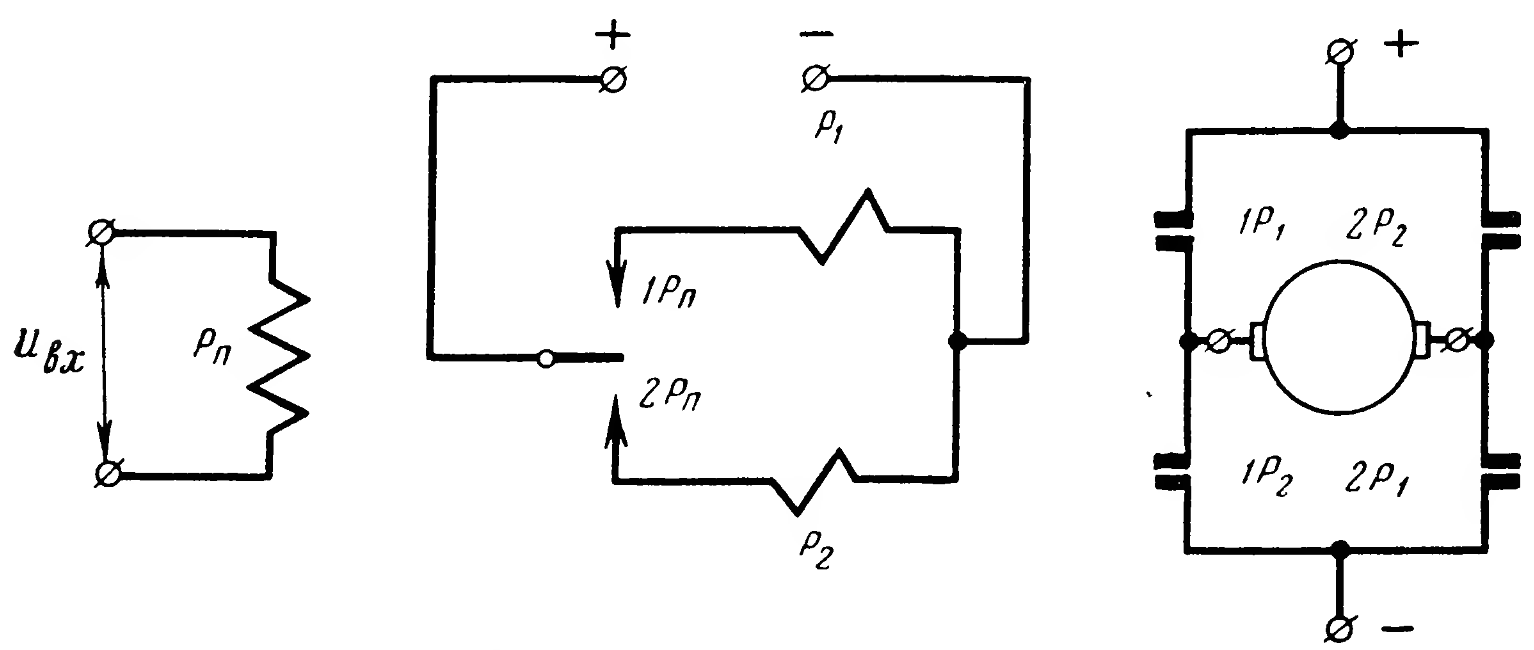


Рис. 4.14. Схема релейного усилителя

например, вид, представленный на рис. 4.14. Здесь поляризованное реле $P_п$ своими контактами управляет работой нейтральных реле P_1 и P_2, контакты которых изменяют полярность подводимого к нагрузке (в нашем случае к якорю двигателя) напряжения.

Различные статические характеристики в зависимости от типа поляризованного реле рассмотренного усилителя представлены на рис. 4.13. Динамика системы приближенно может быть учтена при введении запаздывания. Запаздывание усилителя складывается из запаздывания поляризованного реле и запаздывания нейтрального реле. Быстродействующие электромагнитные реле имеют время срабатывания 0,003 ÷ ÷0,05 *сек*. В обычных реле время срабатывания 0,02÷0,15 *сек*.

Необходимо отметить, что введение в систему стабилизации таких нелинейных элементов с запаздыванием может привести к автоколебаниям в системе стабилизации. В том случае, когда автоколебания по тем или иным причинам оказываются недопустимыми, характеристика усилителя может быть линеаризирована с помощью наложения на якорь поляризованного реле высокочастотных колебаний. Такой способ линеаризации характеристики реле обычно называют вибрационной линеаризацией. В соответствии с этим усилители называют вибрационными.

В качестве примера разберем схему, представленную на рис. 4.15. Поляризованное реле *РП* имеет две обмотки. На обмотку *I* подается входное напряжение $U_{вх}$, на обмотку *II* поступает напряжение обратной связи $U_{ос}$. Поляризованное реле двухпозиционное, поэтому даже при отсутствии входного напряжения на цепочку *RC* поступает напряжение и емкость *C* заряжается. Как только напряжение на конденсаторе достигает напряжения срабатывания, поляризованное реле переключается, замыкаются контакты реле P_2 и на цепочку *RC* подается напряжение противоположной полярности. В результате реле будут

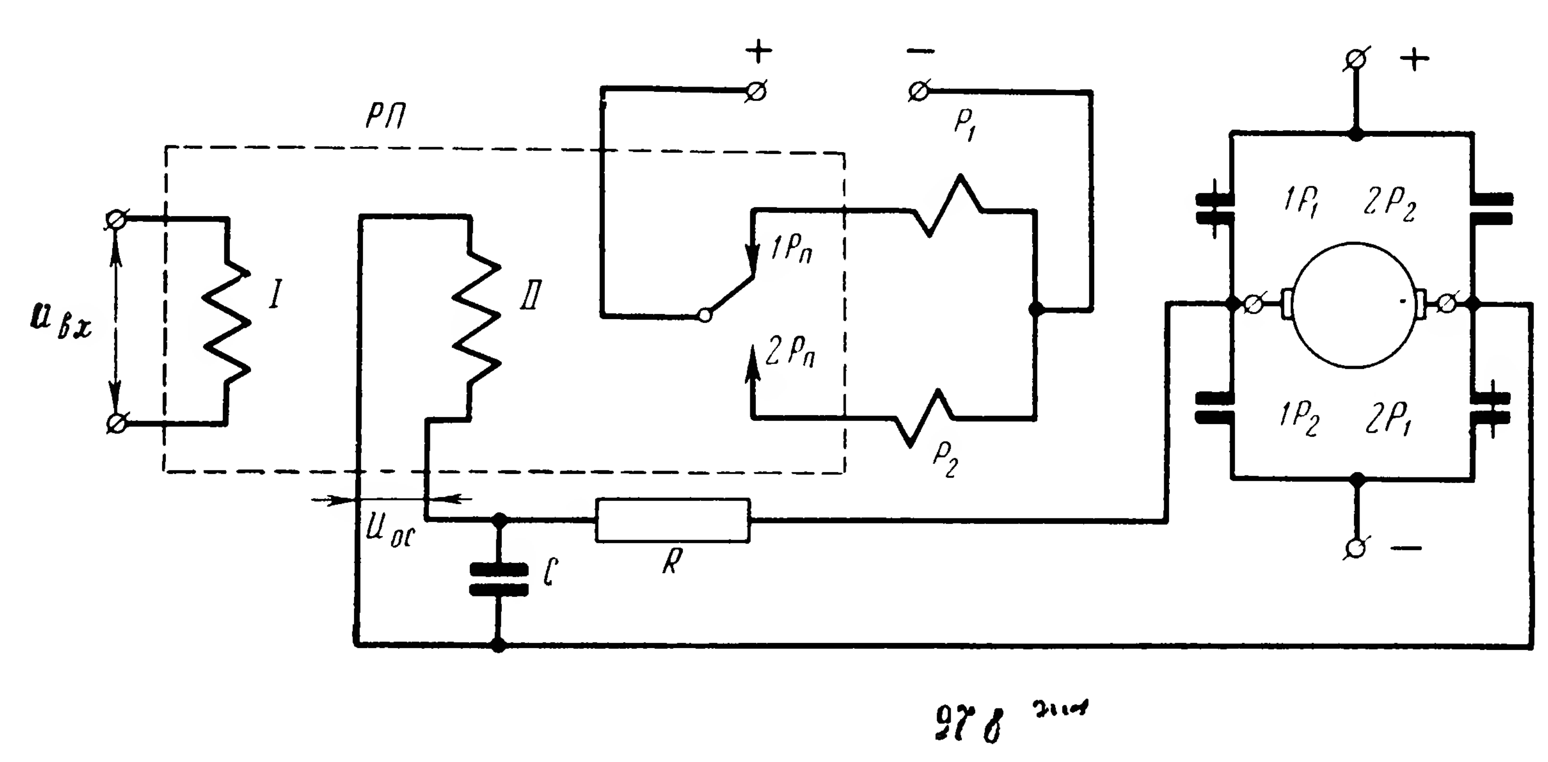


Рис. 4.15. Схема релейного усилителя с вибрационной линеаризацией

работать в вибрационном режиме и на выходе усилителя будет напряжение, среднее значение которого равно нулю.

При подаче на вход усилителя напряжения $U_{вх}$ поляризованное реле начинает переключаться несимметрично, замыкая один из своих контактов на большее время, чем другой. На выходе усилителя появляется напряжение. Среднее значение этого напряжения в некоторых пределах пропорционально входному сигналу. Несмотря на исключительную простоту рассмотренного усилителя, его характеристики оказываются вполне приемлемыми для многих случаев.

В настоящее время все большее распространение приобретают усилители на полупроводниковых элементах. Этому способствуют следующие их достоинства: большой срок службы, малые габариты и вес, малая потребляемая мощность и высокий к.п.д. Однако большой разброс параметров и их зависимость от внешних условий (в особенности от температуры) часто затрудняют использование полупроводниковых усилителей в автопилотах.

Помимо рассмотренных электрических усилителей, в пневматических и гидравлических рулевых машинках находят применение усилители типа золотников и струйных трубок.

§ 6. ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ АВТОПИЛОТА

Исполнительные элементы автопилота (рулевые машинки) предназначены для перемещения в соответствии с сигналами системы стабилизации регулирующих органов — рулей воздушных или газовых, интерцепторов, поворотного двигателя, клапана струйного управления и т. д. Требуемые характеристики рулевых машинок в значительной степени определяются типом регулирующего органа, видом летательного аппарата и предъявляемыми к нему тактико-техническими требованиями. В процессе работы исполнительные элементы должны преодолевать значительные противодействующие моменты, обеспечивая в то же время перемещение регулирующих органов с определенной скоростью.

К исполнительным элементам автопилота предъявляются следующие основные требования:

1. Усилия, развиваемые рулевой машинкой, должны быть достаточными для преодоления шарнирных и других нагрузочных моментов.

2. Рулевая машинка должна обеспечивать перемещения руля с необходимой установившейся скоростью и на необходимые углы.

3. Быстродействие исполнительных механизмов должно быть максимальным. Для того чтобы инерционность и запаздывания в исполнительном механизме не оказывали существенного влияния на динамику системы стабилизации, полосу пропускания исполнительного механизма желательно выбирать больше полосы пропускания объекта регулирования. В пределах этой полосы пропускания исполнительный элемент будет передавать сигналы без заметных амплитудных и фазовых искажений и, следовательно, мало влиять на динамические свойства системы стабилизации. К сожалению, данная рекомендация не всегда может быть выполнена, что приводит к необходимости введения в системы специальных цепей коррекции.

Вес и габариты исполнительных элементов должны быть минимальными, а зависимость их характеристик от внешних условий должна быть незначительной.

В настоящее время для летательных аппаратов используются следующие виды исполнительных элементов: электрические, гидравлические, пневматические и исполнительные элементы, работающие на горячем газе.

§ 7. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ РУЛЕВЫЕ МАШИНКИ

В электрических рулевых машинках в качестве элемента, преобразующего электрическую энергию в механическую энергию перемещения рулей, используют двигатели постоянного и переменного тока, а также электромагниты. Электромагнитная рулевая машинка, помимо простоты схемы и небольших габаритов, обладает довольно высоким быстродействием и большой надежностью. Эти достоинства проявля-

ются в полной мере лишь в том случае, когда усилие, развиваемое машинкой, невелико, а ход якоря электромагнита мал. Пусть электромагнит построен по схеме, показанной на рис. 4.16, *а*. Тяговое усилие рассматриваемого электромагнита, как известно*, может быть найдено по формуле

$$F = 6{,}4 \cdot 10^{-8} (iw)^2 \left[\frac{\pi r^2}{\delta^2} + \frac{2\pi}{\ln \frac{R}{r}} \cdot \frac{(l-n-\delta)^2}{l^2} \right], \ кг,$$

где i — ток в обмотке электромагнита;
w — число витков катушки.

Смысл остальных обозначений ясен из рисунка.

Зависимость тягового усилия электромагнита от хода якоря представлена на рис. 4.16, *б*. Величина тягового усилия F очень быстро убывает с увеличением δ.

Таким образом, для получения значительного усилия при большом ходе якоря потребуется существенно увеличить размеры электромагнита, ток в катушке и число ее витков. При этом возрастает индуктивность обмотки электромагнита и, следовательно, увеличивается время срабатывания системы. Электромагнитные рулевые машинки целесообразно применять в том случае, когда требуемое тяговое усилие не превышает нескольких килограмм, а ход якоря нескольких миллиметров. Очень часто такие рулевые машинки применяются для перемещения клапанов струйного управления и интерцепторов. На рис. 4.17 приведена схема управления интерцепторами в управляемой бомбе «Фриц-Х». Интерцептор, который может выступать из верхней и нижней плоскости профиля, подвешивается на плоских пружинах $П_1$ и $П_2$ и связывается с электромагнитами $ЭМ_1$ и $ЭМ_2$. Напряжение на электромагниты подается с контактного датчика (рис. 4.18, *а*), связанного с гироскопическими приборами, измеряющими параметры крена бомбы. В зависимости от направления крена интерцептор выступает в ту или иную сторону, создавая момент соответствующего направления. В рассматриваемой схеме перемещение интерцептора составляет 2—3 *мм*, а время перекладки интерцептора около 5 *мсек*.

Статическая характеристика рулевой машинки совместно с регулирующим органом представлена на рис. 4.18, *б* и может быть выражена следующими уравнениями:

$$\delta = 0 \quad при \quad -\varepsilon < \Psi < +\varepsilon,$$

$$\delta = \delta_0 \operatorname{sign} \Psi \quad при \quad |\Psi| > \varepsilon.$$

Динамические характеристики рулевой машинки приближенно можно оценивать временем запаздывания τ. Время срабатывания электромагнита $\tau_{ср}$ не равняется времени отпускания $\tau_{отп}$. Однако с

---

* Буйлов А. Я. Основы электроаппаратостроения. Госэнергоиздат, 1946.

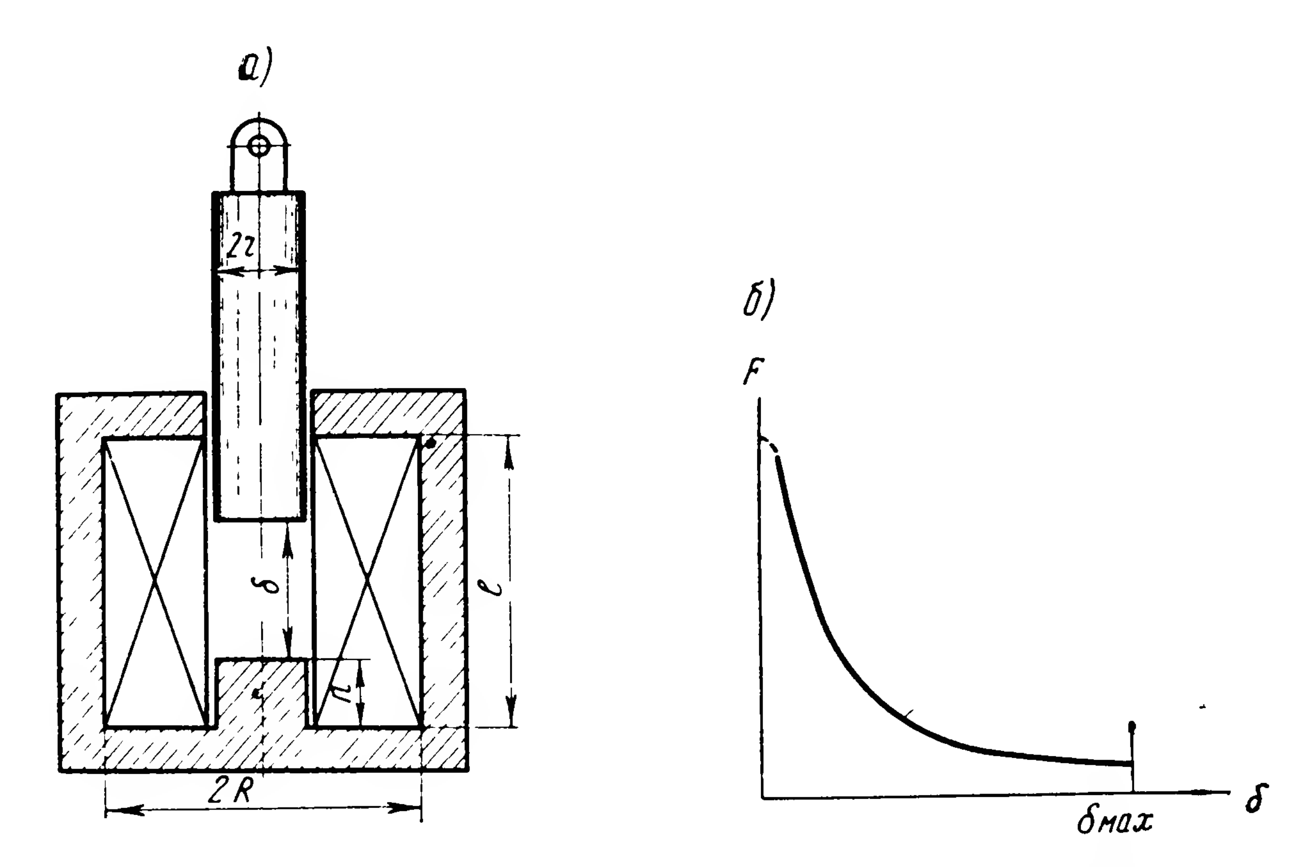


Рис. 4.16. Втяжной электромагнит (*а*) и его характеристика (*б*)

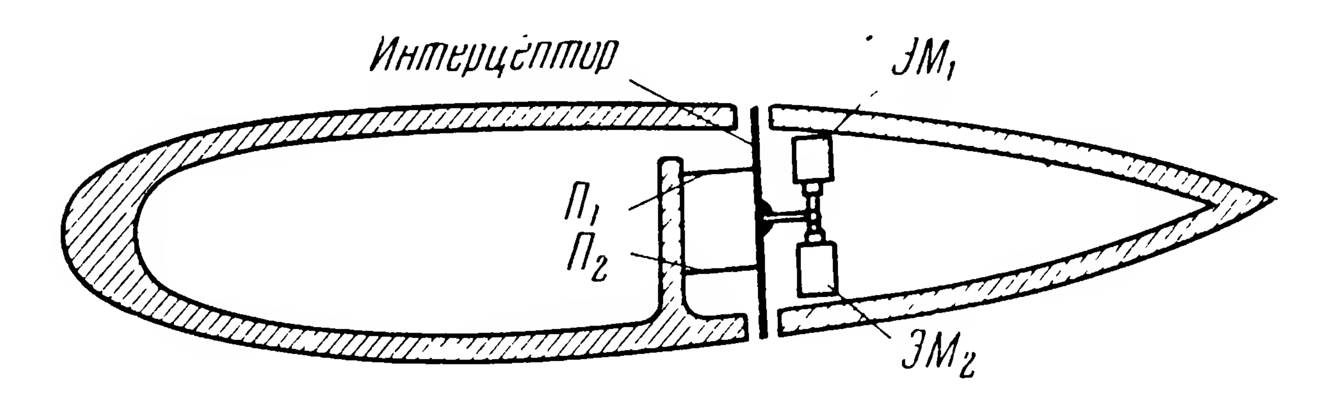


Рис. 4.17. Управление интерцептером с помощью электромагнитных рулевых машинок

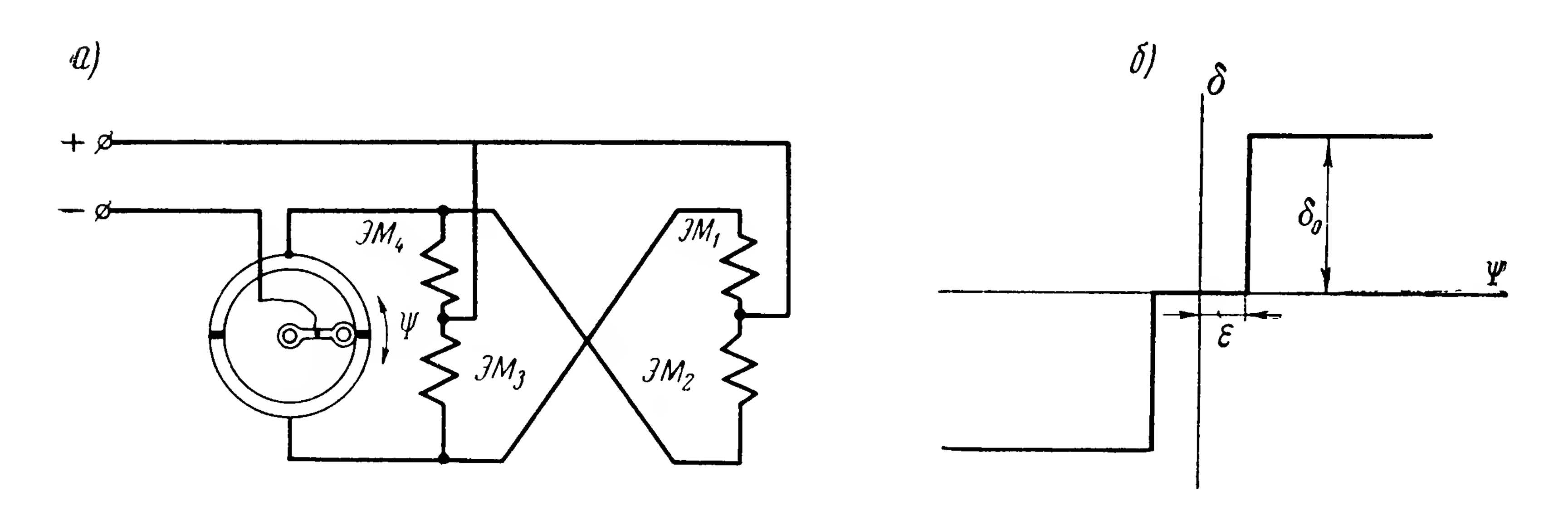


Рис. 4.18. Схема включения электромагнитных рулевых машинок (*а*) и ее характеристики (*б*)

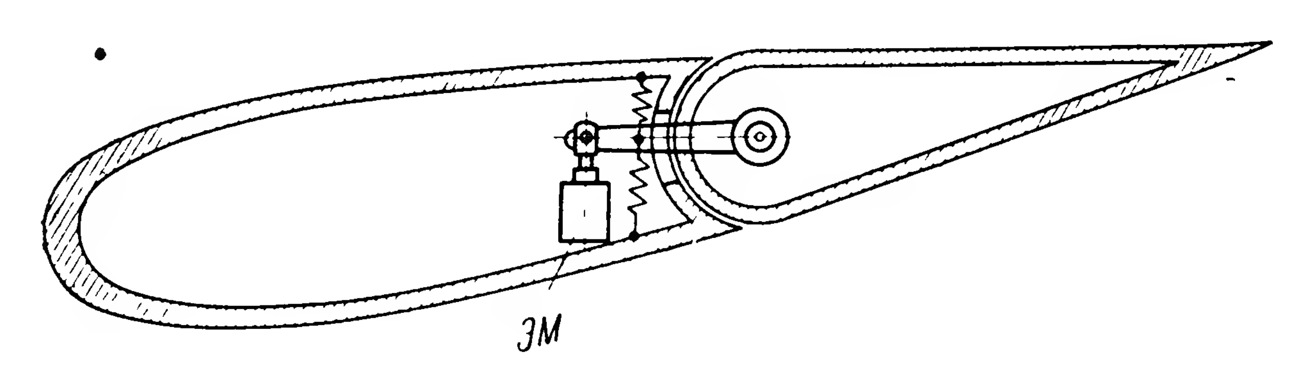


Рис. 4.19. Управление электронами с помощью электромагнитной рулевой машинки

целью упрощения анализа в расчетах первого приближения полагают $\tau_{ср}=\tau_{отп}=\tau$.

На рис. 4.19 показано использование электромагнитной рулевой машинки для перемещения элеронов. При отсутствии сигналов на электромагнит *ЭМ* элероны под действием пружин устанавливаются в нейтральном положении. Если на рулевую машинку подается ток,

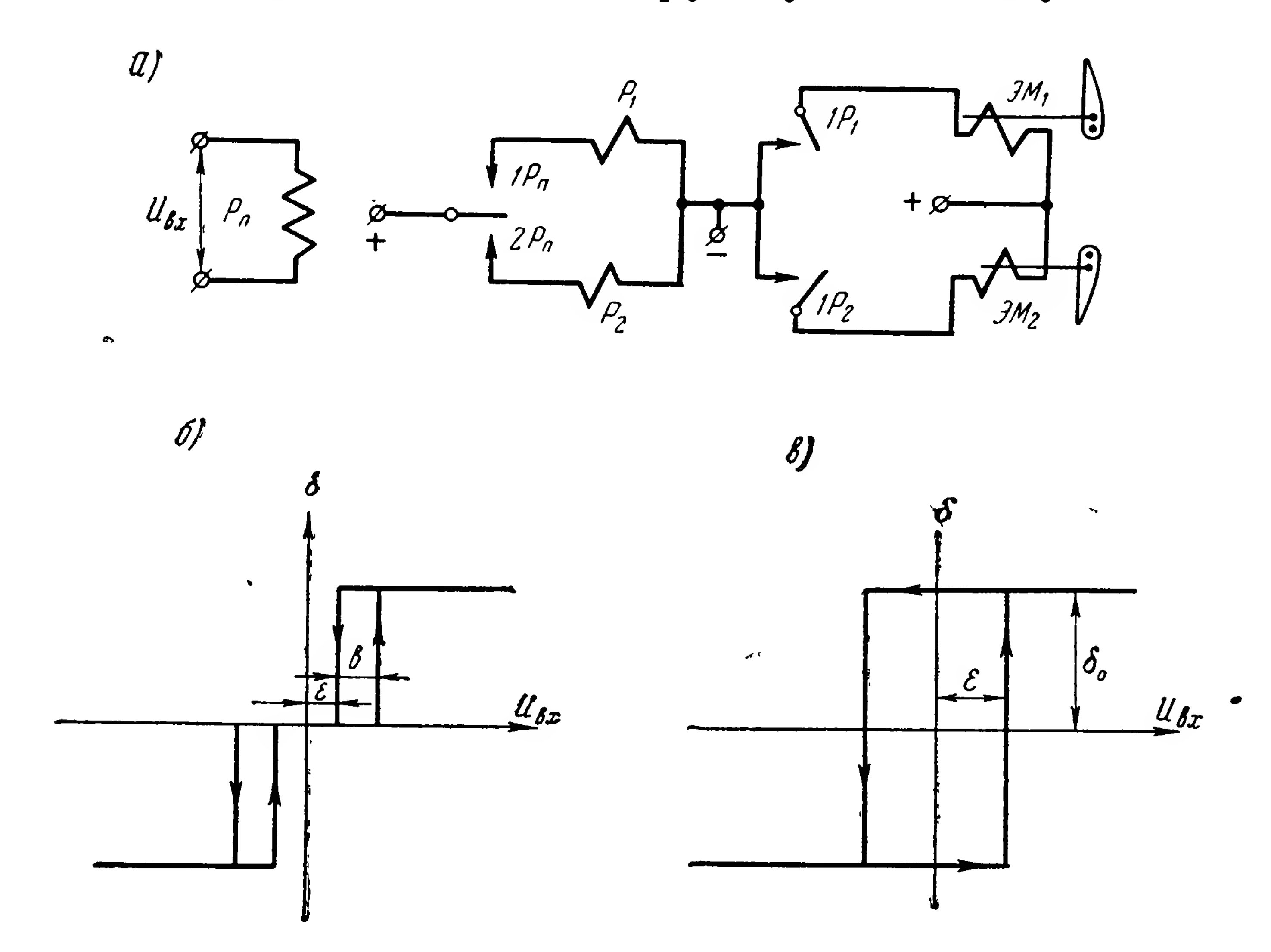


Рис. 4.20. Вариант схемы включения электромагнитных рулевых машинок (*а*) и ее характеристики (*б*) и (*в*)

якорь электромагнита втягивается, отклоняя элерон на полный угол и создавая момент определенного знака. Второй элерон находится в это время в нейтральном положении. При подаче тока на второй электромагнит момент, создаваемый рулевым управлением, меняет свой знак на противоположный. Один из возможных вариантов схемы включения электромагнитных рулевых машинок показан на рис. 4.20, *а*. На обмотку поляризованного реле поступает электрический сигнал от измерительных элементов. Поляризованное реле своими контактами включает промежуточные реле P_1 и P_2, которые в свою очередь включают соответствующие рулевые машинки. Статическая характеристика рулевой машинки совместно с регулирующим органом и релейным усилителем в зависимости от типа поляризованного реле может иметь вид, показанный на рис. 4.20, *б* или рис. 4.20, *в*.

Динамика указанных элементов может быть приближенно учтена введением времени запаздывания. Следует отметить, что электромагнитные рулевые машинки осуществляют перемещение регулирующего

органа на максимальную величину независимо от значения входного сигнала. В связи с этим система, в которой используется электромагнитная рулевая машинка, обычно работает в актоколебательном режиме. С учетом специфических требований расчет электромагнитной рулевой машинки мало отличается от расчета обычного электромагнита.

Рулевая машинка, в которой для преобразования электрической энергии в механическую использован электродвигатель, как правило, включает понижающий редуктор. Мощность двигателя и передаточное отношение редуктора выбираются таким образом, чтобы при известном моменте нагрузки получить необходимую скорость перекладки руля. Существенное влияние на быстродействие электрической рулевой машинки оказывает момент сил инерции двигателя и шестерен редуктора. Поэтому при проектировании принимают специальные меры с тем, чтобы уменьшить моменты инерции. Большое значение при этом имеет выбор оптимальных передаточных чисел кинематических пар редуктора*.

При расчете динамики системы моменты инерции всех движущихся элементов рулевой машинки приводят к оси руля. Обозначим через i передаточное отношение редуктора, расположенного между двигателем и осью руля. Углы δ, скорости вращения $\dot{\delta}$ и ускорения $\ddot{\delta}$ оси руля связаны соотношениями

$$\delta = \frac{\delta'}{i}; \quad \dot{\delta} = \frac{\dot{\delta}'}{i}; \quad \ddot{\delta} = \frac{\ddot{\delta}'}{i},$$

где величины со штрихом относятся к оси двигателя.

Вращающий момент двигателя, приведенный к оси нагрузки без учета к.п.д. редуктора, равен

$$M = M'i.$$

Приведенное значение момента инерции можно теперь получить из соотношения

$$J = \frac{M}{\ddot{\delta}} = \frac{M'i}{\frac{\ddot{\delta}'}{i}} = J'i^2.$$

Таким образом, суммарный момент инерции, приведенный к оси руля, может быть представлен в виде

$$J = J_д i^2 + J_п + J_{р_0},$$

где $J_д$ — момент инерции якоря двигателя;

$J_п$ — момент инерции элементов кинематической передачи, приведенный к оси руля;

$J_{р_0}$— момент инерции руля относительно оси его вращения.

* Бессекерский В. А. и др. Проектирование следящих систем малой мощности. Судпромгиз, 1957.

В ряде случаев оказывается удобным привести все величины к оси двигателя. При этом можно записать

$$J' = J_{д} + J'_{п} + \frac{J_{p_0}}{i^2},$$

где $J'_{п}$ — момент инерции кинематической передачи, приведенный к оси двигателя.

Суммируя моменты, действующие на выходном валу рулевой машинки, получим

$$J\ddot{\delta} = M_{вр} - M_{н}, \qquad (4.20)$$

где $M_{вр}$ — вращающий момент двигателя, приведенный к оси руля;
$M_{н}$ — момент нагрузки.

Если считать, что момент двигателя пропорционален току якоря $i_{я}$, то

$$M_{вр} = c_{м} i_{я},$$

где $c_{м}$ — коэффициент пропорциональности.

Напряжение, приложенное к якорю двигателя, уравновешивается напряжением самоиндукции, противо-э.д.с. вращения якоря и падением напряжения на активном сопротивлении якоря. Таким образом,

$$U_{я} = L_{я}\frac{di_{я}}{dt} + c_{e}\frac{d\delta}{dt} + r_{я} i_{я}, \qquad (4.21)$$

где $L_{я}$ — индуктивность якоря;
$c_{e}\frac{d\delta}{dt}$ — напряжение противо-э.д.с.;
$r_{я}$ — сопротивление якоря.

Пренебрегая индуктивностью якоря и исключая из уравнений (4.20) и (4.21) промежуточные переменные, уравнение электрической рулевой машинки получим в виде

$$J\ddot{\delta} + \frac{c_{e}c_{м}}{r_{я}}\dot{\delta} = \frac{c_{м}}{r_{я}}U_{я} - M_{н}. \qquad (4.22)$$

В том случае, когда мощность двигателя выбрана с достаточно большим запасом, можно считать приближенно, что $M_{н}=0$, и уравнение (4.22) представить в виде

$$(T_{р.м}p + 1)p\delta = k_{р.м}U_{я}, \qquad (4.23)$$

где $T_{р.м} = \frac{Jr_{я}}{c_{e}c_{м}}$ — электромеханическая постоянная времени. Для двигателей постоянного тока с независимым возбуждением величина этой постоянной лежит в пределах 0,05—0,2 *сек*;
$k_{р.м} = \frac{1}{c_{e}}$ — коэффициент усиления рулевой машинки.

Если считать, что основным моментом нагрузки является шарнирный момент $M_ш$ и величина этого момента пропорциональна углу отклонения руля

$$M_н = M_ш = k_ш \delta,$$

где $k_ш$ — коэффициент пропорциональности, то при несамотормозящемся редукторе уравнение (4.22) можно представить в виде

$$J\ddot{\delta} + \frac{c_e c_м}{r_я}\dot{\delta} + k_ш \delta = \frac{c_м}{r_я} U_я \qquad (4.24)$$

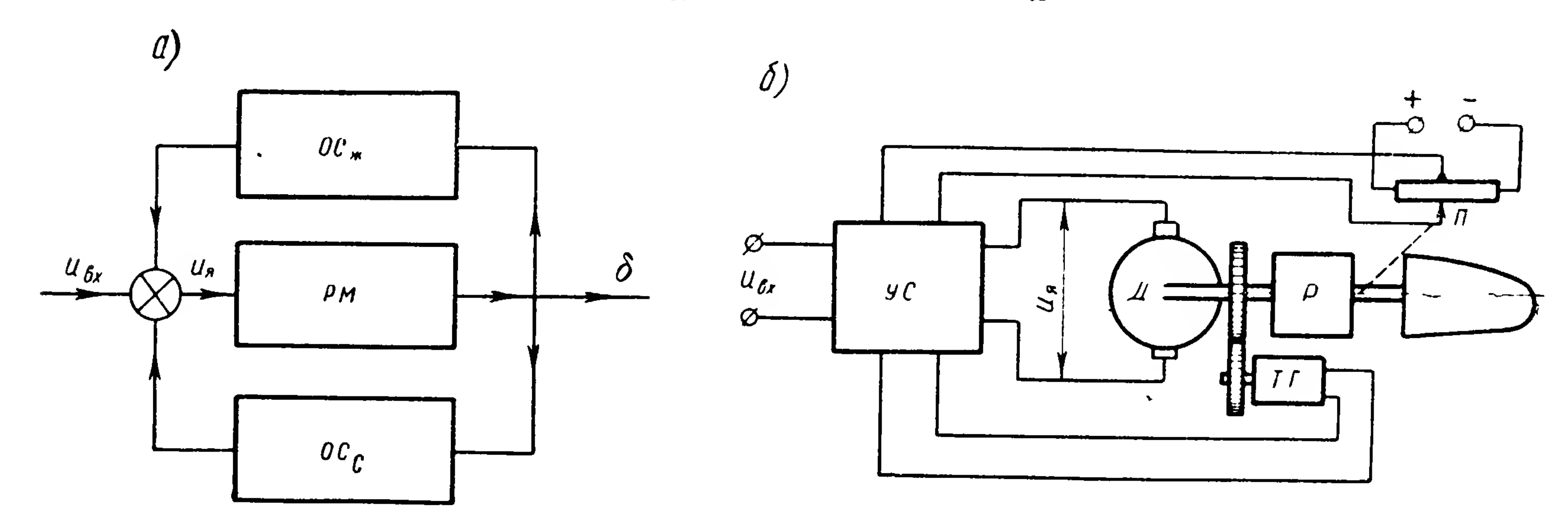


Рис. 4.21. Включение обратных связей в схему рулевой машинки: *а* — структурная схема; *б* — принципиальная схема

или

$$(T^2 p^2 + 2\xi T p + 1)\,\delta = k U_я, \qquad (4.25)$$

где введены обозначения

$$T^2 = \frac{J}{k_ш}; \quad \xi = \frac{c_e c_м}{2 r_я \sqrt{J k_ш}}; \quad k = \frac{c_м}{r_я k_ш}.$$

В последнем случае при установившемся режиме угол поворота руля пропорционален подведенному к якорю двигателя напряжению. Кроме того, коэффициенты уравнения (4.25) зависят от величины $k_ш$. Для аэродинамических рулей значение $k_ш$, а иногда даже его знак определяются режимом полета. На этом основании можно утверждать, что статические и динамические характеристики рулевой машинки будут существенно зависеть от режима полета.

Для улучшения динамических свойств рулевая машинка (иногда вместе с усилителем) охватывается жесткой и скоростной обратной связью согласно структурной схеме, показанной на рис. 4.21, *а*, где *РМ* — рулевая машинка, $ОС_ж$ — жесткая обратная связь, $ОС_с$ — скоростная обратная связь. Сигнал жесткой обратной связи, пропорциональный углу поворота руля, обычно снимается с потенциометра *П* (см. рис. 4.21, *б*). Сигнал скоростной обратной связи может быть снят с тахогенератора *ТГ*. Считая усилитель *УС*, где происходит усиление и суммирование входного сигнала и сигналов обратной связи, идеальным и безынерционным, можно записать

$$U_я = -k_1\delta - k_2\dot{\delta} + k_3 U_{вх},$$

где k_1, k_2 и k_3 — коэффициенты пропорциональности.

Подставляя полученное равенство в уравнение (4.23), будем иметь

$$[T_{р.м} p^2 + (1 + k_{р.м} k_2)\, p + k_{р.м} k_1]\,\delta = k_3 k_{р.м} U_{вх}. \qquad (4.26)$$

Рассмотрим сначала влияние скоростной обратной связи. С этой целью в последнем уравнении коэффициент k_1 положим равным нулю. Тогда вместо (4.26) получим

$$\left(\frac{T_{рм}}{(1+k_{р.м}k_2)}\, p + 1\right) p\delta = \frac{k_3 k_{р.м}}{1+k_{р.м}k_2}\, U_{вх}.$$

Иными словами, введение скоростной обратной связи уменьшает постоянную времени рулевой машинки в $(1+k_{р.м}k_2)$ раз и, следовательно, увеличивает ее быстродействие. Коэффициент усиления рулевой машинки также уменьшается. Это уменьшение коэффициента усиления может быть скомпенсировано соответствующим увеличением коэффициента k_3.

При введении только жесткой обратной связи уравнение рулевой машинки принимает вид

$$\left(\frac{T_{рм}}{k_{р.м}k_1}\, p^2 + \frac{1}{k_{р.м}k_1}\, p + 1\right)\delta = \frac{k_3}{k_1}\, U_{вх}.$$

В этом случае постоянная времени уменьшается в $k_{р.м}k_1$ раз. Кроме того, угол отклонения руля становится пропорциональным подведенному к якорю напряжению. Одновременное введение жесткой и скоростной обратной связи уменьшает постоянную времени рулевой машинки и дает свободу выбора ее параметров с точки зрения получения определенных динамических свойств и в частности полосы пропускания.

Рассмотрим теперь влияние жесткой обратной связи на рулевую машинку, находящуюся под воздействием момента нагрузки, пропорционального углу отклонения руля. Принимая в выражении (4.24)

$$U_я = -k_1\delta + k_3 U_{вх},$$

получим

$$(T_1^2 p^2 + 2\xi_1 T_1 p + 1)\,\delta = k_0 U_{вх}, \qquad (4.27)$$

где

$$T_1^2 = \frac{J r_я}{r_я k_ш + k_1 c_м}; \quad \xi_1 = \frac{c_е c_м}{2\sqrt{J r_я}\sqrt{r_я k_ш + k_1 c_м}};$$

$$k_0 = \frac{c_м k_3}{r_я k_ш + k_1 c_м}.$$

Сравнивая полученный результат с выражением (4.25), можно заметить, что вид уравнения рулевой машинки остался прежним. Однако значения постоянных, входящих в уравнение, существенно изменились. В частности, изменение коэффициента $k_ш$ будет сказываться на свойствах рулевой машинки в значительно меньшей степени. При достаточно большом коэффициенте обратной связи k_1 постоянные

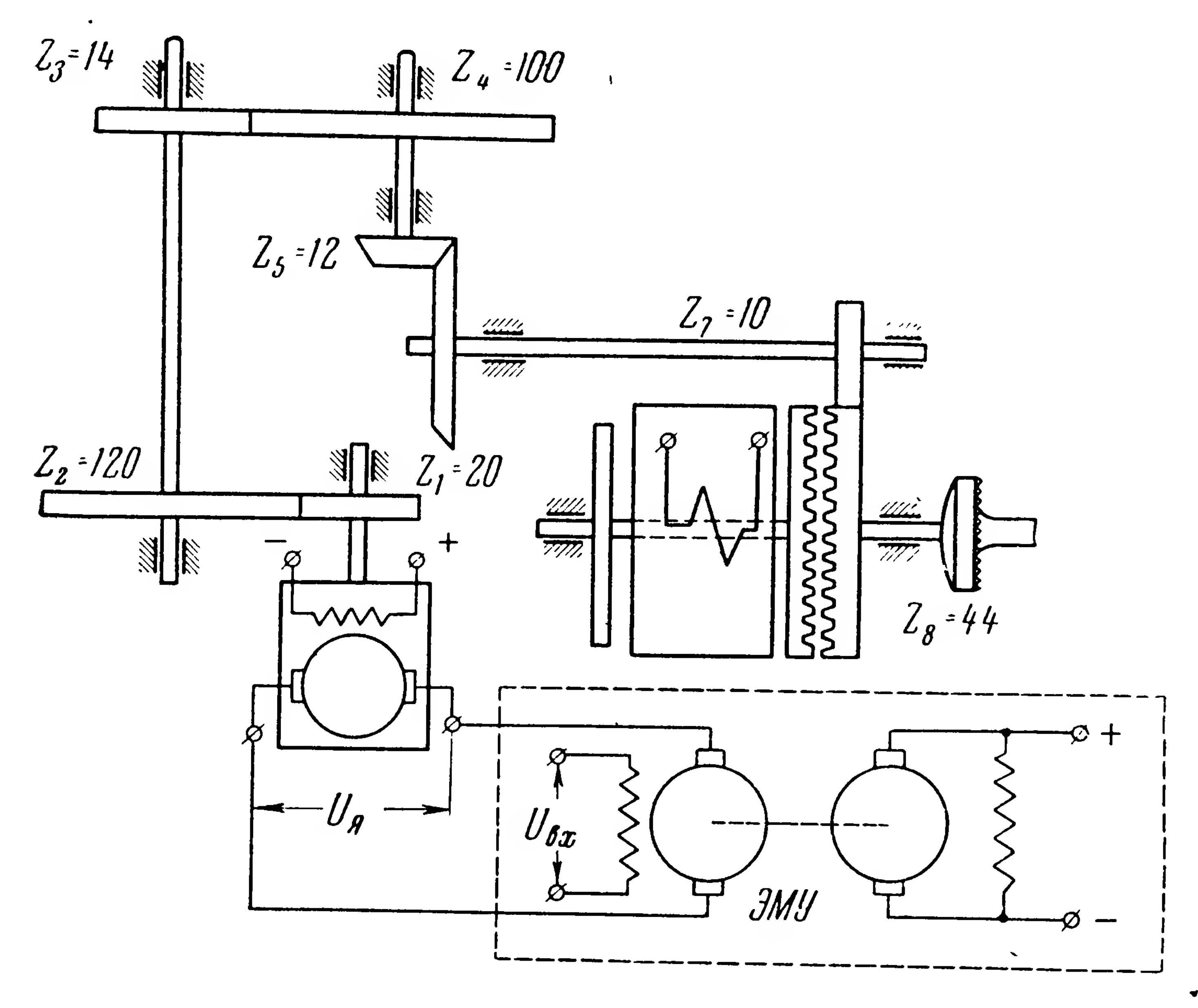


Рис. 4.22. Принципиальная схема электрической рулевой машинки

T, ξ и k_0 будут оставаться положительными даже при изменении знака $k_ш$.

На рис. 4.22 приведена кинематическая схема рулевой машинки автопилота «Аскания-Патин». Якорь электродвигателя питается от электромашинного усилителя. Для выключения автопилота предусмотрена электромагнитная муфта. Зависимость скорости $\dot{\delta}$ выходного вала от напряжения на якоре $U_я$ при моменте нагрузки, равном нулю, показана на рис. 4.23.

В качестве второго примера рассмотрим рулевую машинку зенитного управляемого снаряда «Рейнтохтер»,* схема которой представлена на рис. 4.24. Там же показана схема усилителя. Рулевая машинка состоит из двигателя постоянного тока с независимым возбуждением

* Горская Н. С., Крутова И. Н., Рутковский В. Ю. Динамика нелинейных сервомеханизмов. Изд. АН СССР, 1959.

и редуктора. Усилитель содержит два каскада: электронный усилитель постоянного тока на лампе *Л* и релейный усилитель, включающий в себя реле P_1, P_2, P_4, P_5, P_6 и P_7. Реле P_3 является вспомогательным. При больших сигналах, поданных на вход усилителя, это реле переключает рулевую машинку на работу в форсированном режиме, так как в этом случае на якорь двигателя подается напряжение 48 *в*. При малых сигналах на входе усилителя питание якоря осуществляется от напряжения 24 *в*. Такое переключение увеличивает быстродействие системы при больших ее отклонениях от заданного режима работы и в то же время улучшает качество процесса при подходе системы к установившемуся состоянию.

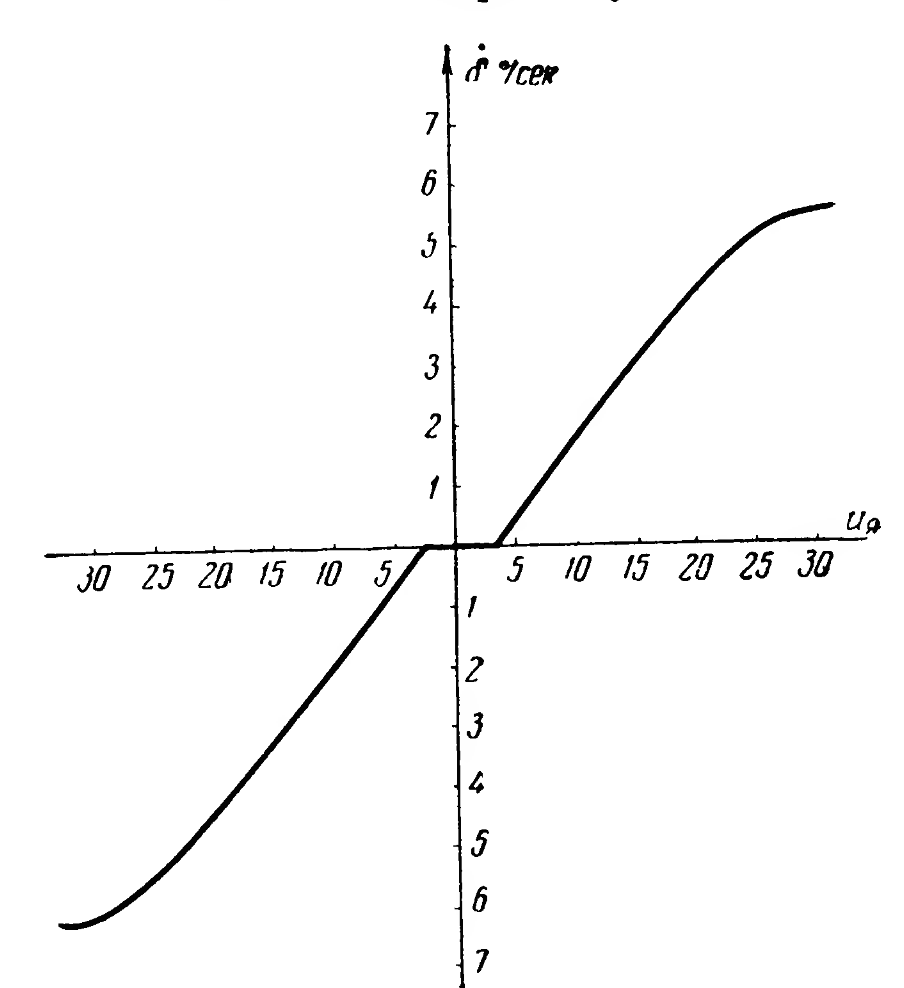


Рис. 4.23. Статическая характеристика электрической рулевой машинки

Рассмотрим теперь работу усилителя несколько более подробно. На сетку лампы, помимо входного напряжения, подается напряжение жесткой обратной связи, снятое с потенциометра и напряжение скоростной обратной связи, получаемое с помощью тахогенератора *ТГ*. Таким образом, на сетке лампы будет напряжение

$$U_c = U_{вх} - k_1\delta - k_2\dot{\delta}.$$

Будем считать, что работа электронной лампы происходит на линейном участке ее характеристики (рис. 4.25, *а*). На этом основании запишем

$$\Delta i_a = k_3 \Delta U_c,$$

где Δi_a — приращение анодного тока лампы;
k_3 — коэффициент усиления.

В анодную цепь лампы включено реле P_1, причем это реле отрегулировано так, как это показано на рис. 4.25, *б*. При анодном токе, равном току срабатывания $i_{ср}$, реле срабатывает, а при значении тока $i_{от}$ — отпускает.

Таким образом, статическая характеристика электронного усилителя совместно с реле P_1 может быть изображена в виде, представленном на рис. 4.25, *в*. Замыкание контактов $1P_1$ и $2P_1$ вызывает соответственно срабатывание реле P_4 и P_5 или P_6 и P_7. Благодаря этому происходит изменение направления вращения двигателя. Кроме того, замыкание контактов $1P_1$ и $2P_1$ приводит к срабатыванию реле P_2 и P_3, при-

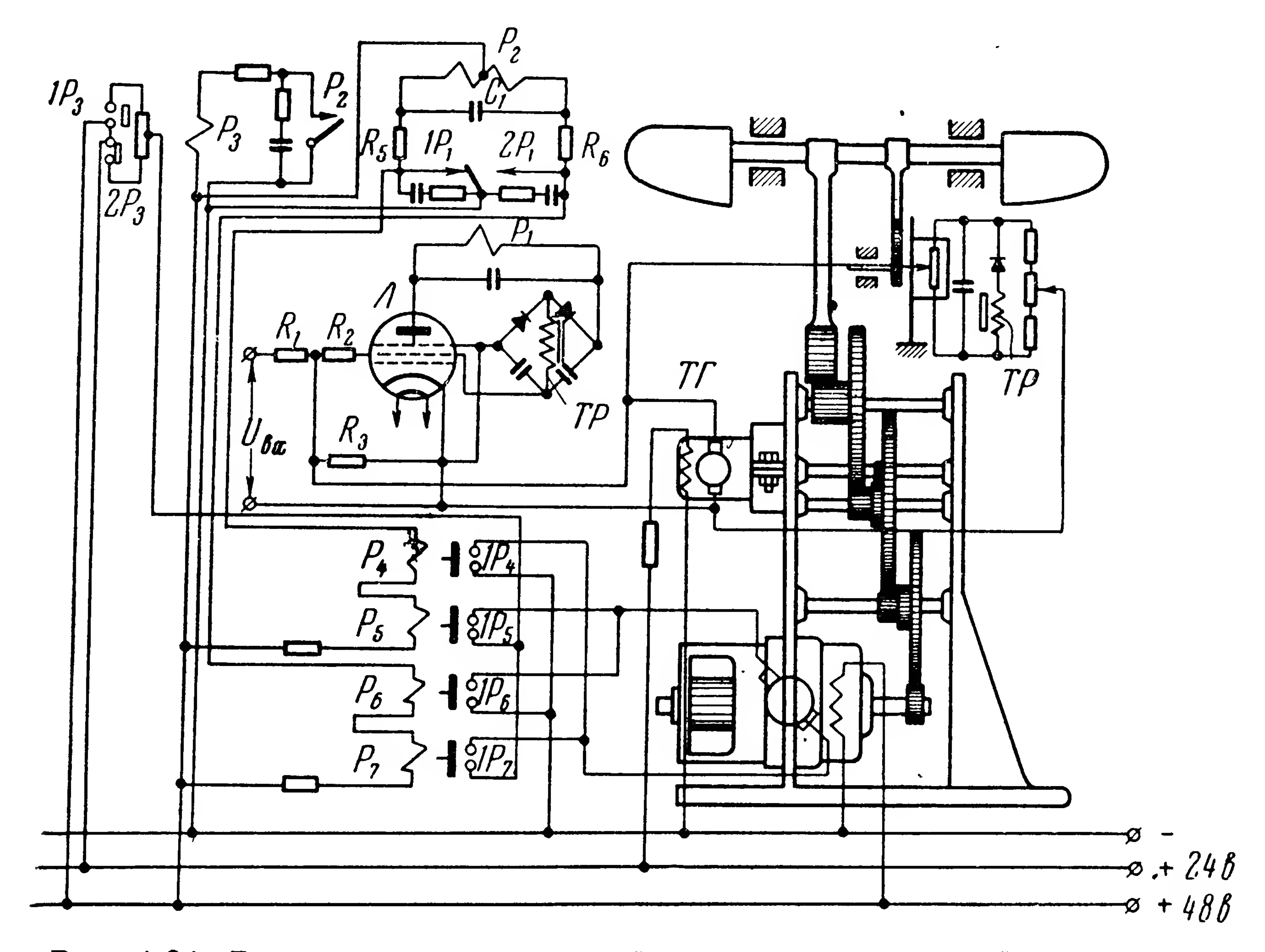


Рис. 4.24. Вариант принципиальной схемы электрической рулевой машинки

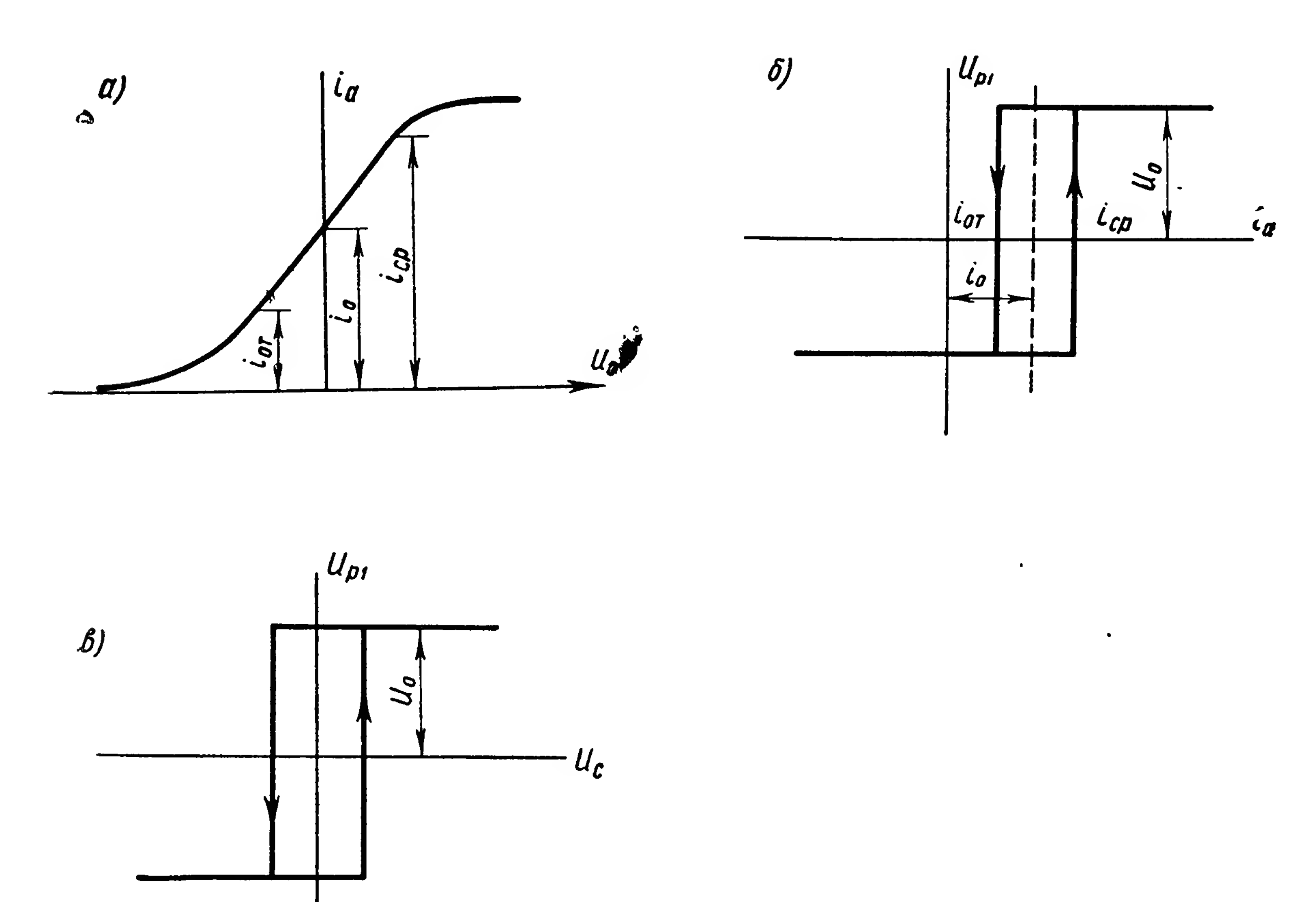


Рис. 4. 25. Характеристики электронной лампы (*а*), поляризованного реле (*б*) и релейного усилителя (*в*)

чем за счет цепочки $R_5C_1R_6$ срабатывание реле P_2 происходит с некоторым замедлением. За счет наличия обратных связей и особенности характеристики реле P_1 нормальным режимом работы рулевой машинки является режим автоколебаний. При больших сигналах, поданных на усилитель, срабатывание реле P_3 вызывает переключение питания двигателя рулевой машинки на напряжение 48 *в*. При подходе системы к установившемуся режиму частота переключений реле P_1 возрастает, реле P_2 и P_3 срабатывать не успевают и на якорь двигателя подается напряжение 24 *в*.

До сих пор мы ограничивались рассмотрением рулевых машинок, в которых управление двигателем осуществляется со стороны якоря.

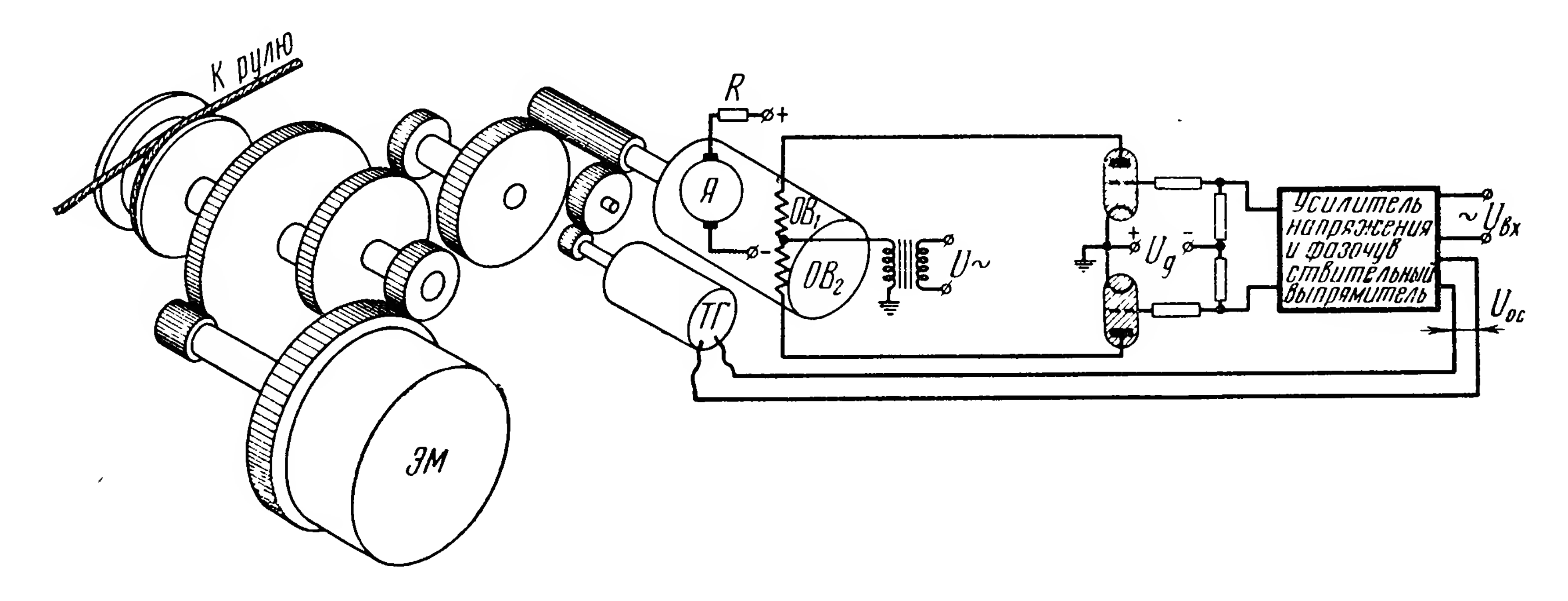


Рис. 4.26. Принципиальная схема электрической рулевой машинки с управлением со стороны обмотки возбуждения

Управление же со стороны обмотки возбуждения позволяет использовать усилители небольшой мощности, так как сопротивление обмотки возбуждения обычно велико. Якорная обмотка двигателя через балластное сопротивление R постоянно подключена к источнику питания.

Один из вариантов схемы приведен на рис. 4.26. Обмотки возбуждения двигателя OB_1 и OB_2 включены в анодные цепи тиратронов, питаемые переменным током. На сетки тиратрона подается отрицательное напряжение смещения, в результате чего при отсутствии входного сигнала $U_{вх}$ ток через тиратроны не протекает и якорь рулевой машинки неподвижен. При подаче сигнала $U_{вх}$ на выходе фазочувствительного выпрямителя появляется постоянное напряжение, величина которого зависит от величины $U_{вх}$, а знак определяется фазой этого напряжения. Суммарное напряжение на сетке одного из тиратронов становится теперь таким, что тиратрон зажигается и через одну из обмоток возбуждения протекает ток. Второй тиратрон в это время остается запертым.

При изменении фазы входного напряжения направление вращения якоря двигателя меняется на противоположное. Следовательно, систе-

ма работает в релейном режиме. Для линеаризации характеристики рулевой машинки используется скоростная обратная связь, напряжение которой снимается с тахогенератора *ТГ*. При вращении якоря двигателя на вход усилителя от тахогенератора поступает напряжение $U_{ос}$ в противофазе с напряжением $U_{вх}$. При определенной скорости якоря суммарное напряжение на входе усилителя становится равным нулю и тиратрон перестает проводить ток. В результате скорость якоря начинает падать. При этом уменьшается напряжение обратной связи и тиратрон снова зажигается. Таким образом устанавливается некоторая средняя скорость вращения выходного вала рулевой машинки, причем значение этой средней скорости зависит от величины входного сигнала $U_{вх}$. Для отключения рулевой машинки в данной схеме используется электромагнитная муфта *ЭМ*.

Управление рулевой машинкой со стороны обмотки возбуждения имеет ряд существенных недостатков. Во-первых, малое быстродействие системы. Во-вторых, вследствие остаточного намагничивания характеристика рулевой машинки может иметь вид гистерезисной петли. Указанные недостатки определяют сравнительно малое распространение систем подобного типа.

С целью увеличения быстродействия рулевых машинок в некоторых случаях последние выполняются таким образом, что двигатель вращается в одну и ту же сторону с постоянным числом оборотов. Реверсирование выходного вала рулевой машинки осуществляется с помощью электромагнитных муфт. Распространенная конструкция рулевой машинки такого типа приведена на рис. 4.27.

Электрический двигатель *ЭД* вращается непрерывно с постоянной скоростью. Однако при отсутствии сигналов, подаваемых на рулевую машинку с усилителя, выходной вал неподвижен. Это достигается тем, что рабочие электромагниты $ЭМ_1$ и $ЭМ_2$ в это время обесточены и фрикционные муфты $Ф_1$ и $Ф_2$ выключены. Шестерни $Ш_1$ и $Ш_2$ жестко связаны с тормозными дисками $ТД_1$ и $ТД_2$, в свою очередь прижатыми к корпусу *К* рулевой машинки с помощью тормозных электромагнитов $ЭТ_1$ и $ЭТ_2$, постоянно включенных в бортовую сеть при работающем автопилоте.

При отклонении летательного аппарата от заданного режима полета сигнал подается на один из рабочих электромагнитов. Рабочий электромагнит преодолевает сопротивление менее мощного тормозного электромагнита и отжимает тормозной диск *ТД* от корпуса рулевой машинки, одновременно соединяя с помощью фрикционных дисков $Ф_1$ или $Ф_2$ шестерню *С* с шестерней $Ш_1$ или $Ш_2$. В результате выходной вал дифференциала и связанный с ним барабан *Б* будет вращаться в ту или иную сторону. Сигналы на рабочие соленоиды рулевой машинки подаются с вибрационного усилителя, поэтому средняя скорость выходного вала зависит от величины входного сигнала. Рулевая машинка вместе с усилителем охвачена жесткой обратной связью.

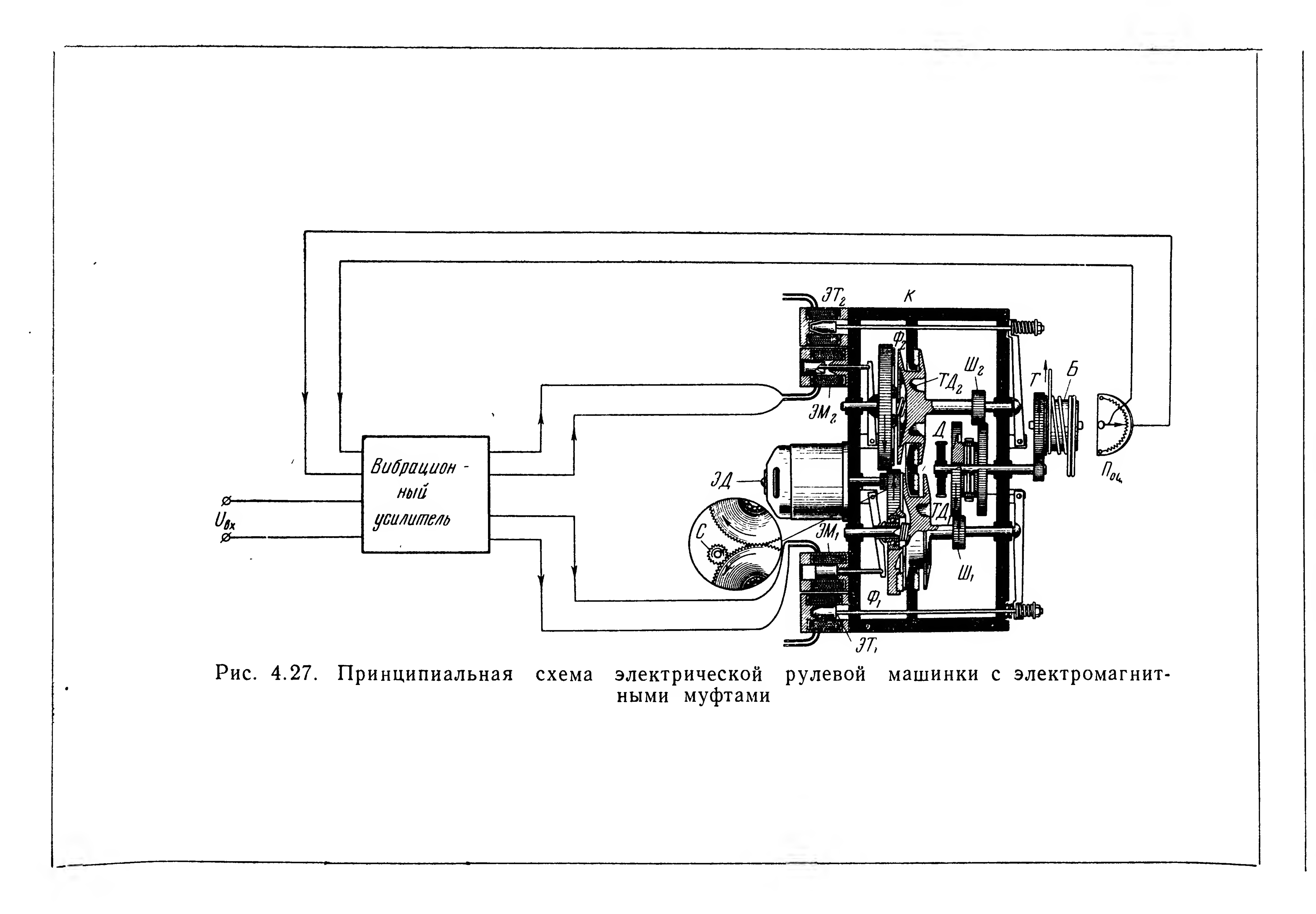


Рис. 4.27. Принципиальная схема электрической рулевой машинки с электромагнитными муфтами

Представление о быстродействии рассмотренной рулевой машинки дают экспериментально снятые частотные характеристики рулевой машинки совместно с вибрационным усилителем и цепью обратной связи (рис. 4.28). Коэффициент усиления рулевого привода условно принят за единицу. Из приведенных характеристик видно, что уже с частот порядка 1 *рад/сек* начинается отставание выходного сигнала по фазе. При частотах около 10 *рад/сек* это отставание имеет значительную величину.

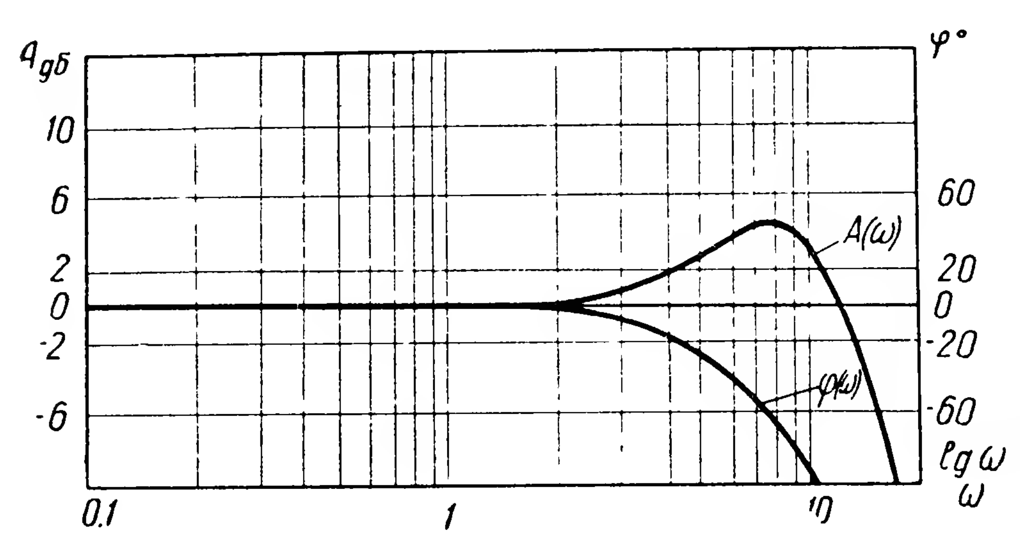


Рис. 4. 28. Логарифмические частотные характеристики рулевой машинки

В заключение укажем, что электрические рулевые машинки с двигателем имеют сравнительно низкое быстродействие. Кроме того, при большой мощности, требуемой для перестановки рулевого управления, вес рулевых машинок получается чрезмерно большим. Поэтому область применения подобных рулевых машинок в основном ограничивается тем случаем, когда от летательного аппарата не требуется большой маневренности (при этом не требуется большого быстродействия рулевой машинки) и мощность, необходимая для перестановки регулирующего органа, не превышает 100 *вт*.

§ 8. ГИДРАВЛИЧЕСКИЕ РУЛЕВЫЕ МАШИНКИ

Гидравлические рулевые машинки очень часто используются в качестве исполнительных элементов автопилотов. Это объясняется некоторыми их достоинствами по сравнению, например, с электрическими рулевыми машинками. К числу этих достоинств прежде всего следует отнести высокое быстродействие. Подвижные элементы гидравлических рулевых машинок имеют размеры, вес и моменты инерции значительно меньшие, чем подвижные элементы электрических устройств той же мощности. Кроме того, вследствие малой сжимаемости жидкости передача изменения давления происходит чрезвычайно быстро. Обычно время разгона гидродвигателя до установившегося значения скорости не превышает нескольких миллисекунд. Поэтому гидравлические рулевые машинки применяются в системах, требующих высокого быстродействия и имеющих большие нагрузочные моменты. Мощность указанных исполнительных механизмов может составлять десятки киловатт.

Однако для гидравлических систем необходимо более тщательное изготовление ее элементов с тем, чтобы предотвратить утечки жидкости и проникновение в систему воздуха.

Такие элементы, как золотник, поршень, цилиндр, должны быть

изготовлены очень точно. Помимо этого, характеристики рулевой машинки в значительной степени зависят от внешних условий (в результате изменения вязкости жидкости). Так, при изменении температуры от +38 до —18°С обычные нефтяные парафиновые масла меняют свою вязкость в 110 раз, а силиконовые — в 4 раза. В том случае, когда изменение характеристик рулевой машинки недопустимо, при низких температурах предусматривают прогрев масла.

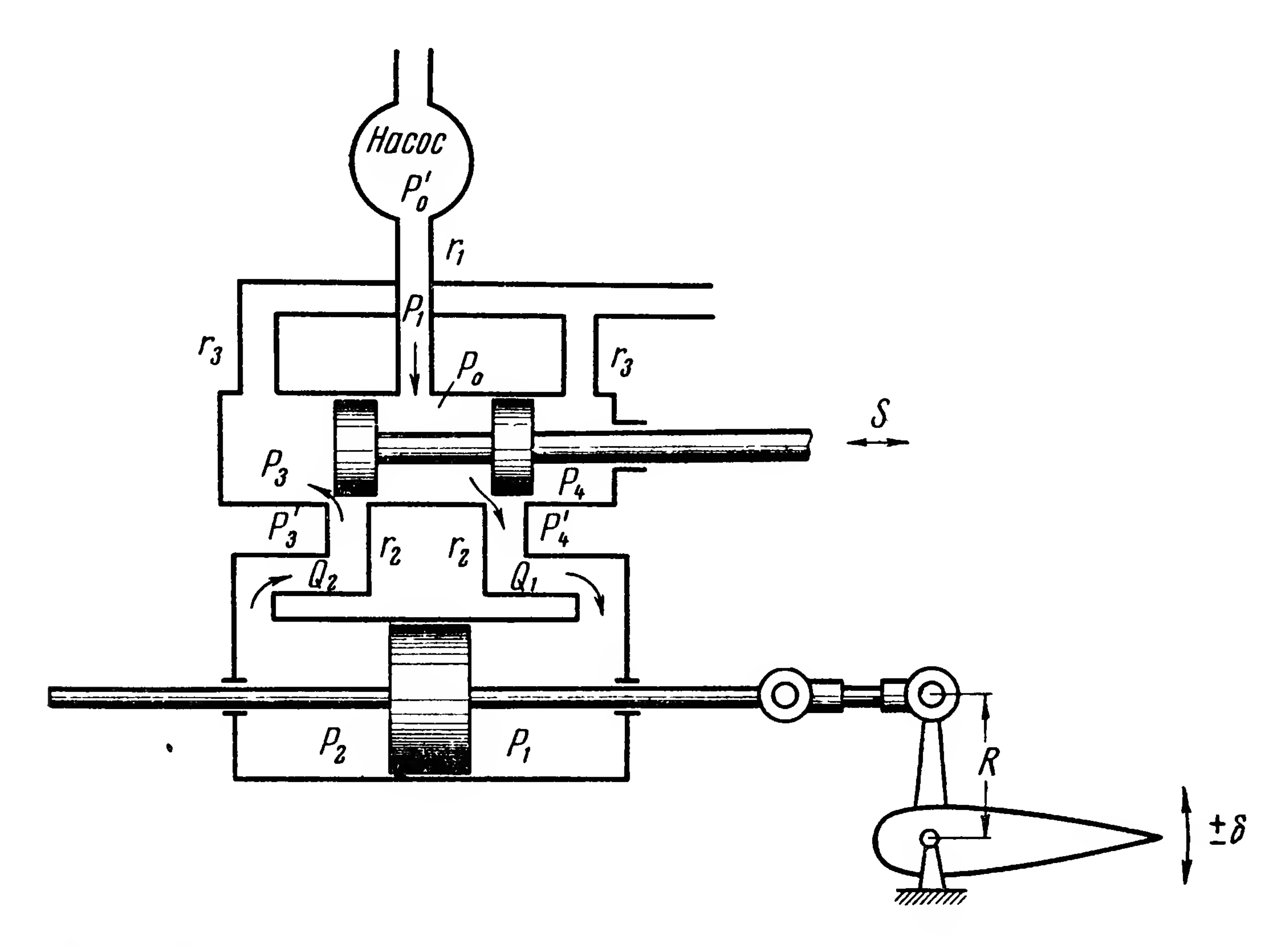


Рис. 4.29. Расчетная схема гидравлической рулевой машинки

Обычная схема гидравлической рулевой машинки представлена на рис. 4.29.

Момент, развиваемый рулевой машинкой, может быть представлен в виде

$$M_{\text{р}} = F(p_1 - p_2)R, \tag{4.28}$$

где F — площадь поршня;

R — радиус кривошипа;

p_1 — давление в полости, соединенной с магистралью высокого давления p_0;

p_2 — давление в полости, соединенной со сливом.

Будем считать, что окно золотника имеет прямоугольную форму и перекрытия в золотнике отсутствуют. Тогда объемный расход жидкости через золотник может быть записан в виде

$$Q_1 = \mu as \sqrt{\frac{2g}{\gamma}(p_0 - p_4')}\ ; \qquad Q_2 = \mu as \sqrt{\frac{2g}{\gamma}(p_3' - p_3)}\ ,$$

где μ — коэффициент расхода*;
a — ширина окна золотника;
s — ход золотника;
p_4' — давление за окном золотника;
p_3' — давление перед окном золотника;
p_3 — давление в полости золотника, соединенной со сливом.

Считая, что перемещение золотника $s>0$ с учетом обозначений, показанных на рис. 4.29, найдем уравнения для потерь давления в магистралях:

$$\begin{gathered}
\frac{Q_1^2}{\mu^2 a^2 s^2} \cdot \frac{\gamma}{2g} = (p_0 - p_4');\\
r_2 Q_1^2 = p_4' - p_1;\\
r_1 Q_1^2 = p_0' - p_0;\\
\frac{Q_2^2}{\mu^2 a^2 s^2} \cdot \frac{\gamma}{2g} = p_3' - p_3;\\
r_2 Q_2^2 = p_2 - p_3';\\
r_3 Q_2^2 = p_3,
\end{gathered} \tag{4.29}$$

где r_1, r_2 и r_3 — коэффициенты сопротивления соединительных магистралей.

Из первых трех уравнений системы (4.29) получаем

$$Q_1^2\left[\frac{\gamma}{\mu^2 a^2 s^2\, 2g} + r_1 + r_2\right] - p_0' = -p_1.$$

Аналогично из последних трех уравнений указанной системы найдем

$$Q_2^2\left[\frac{\gamma}{\mu^2 a^2 s^2\, 2g} + r_2 + r_3\right] = p_2.$$

Таким образом,

$$-(p_1 - p_2) = Q_1^2\left[\frac{\gamma}{\mu^2 a^2 s^2\, 2g} + r_1 + r_2\right] - p_0' + Q_2^2\left[\frac{\gamma}{\mu^2 a^2 s^2\, 2g} + r_2 + r_3\right].$$

Учитывая, что из условия неразрывности $Q_1 = Q_2 = FV_п$, а также $V_п = \dot{\delta} R$, где $V_п$ — скорость поршня, запишем

---

* Хохлов В. А. Коэффициент гидравлических потерь и расхода жидкости через окна золотника. «Автоматика и телемеханика», № 1, 1955.

$$-(p_1-p_2)=\frac{F^2\gamma R^2\dot{\delta}^2}{\mu^2a^2s^2g}+rF^2R^2\dot{\delta}^2-p_0'.$$

Здесь $r=r_1+2r_2+r_3$.

Точно так же для $s<0$ можно получить

$$-(p_1-p_2)=-\frac{F^2\gamma R^2\dot{\delta}^2}{\mu^2a^2s^2g}-rF^2R^2\dot{\delta}^2+p_0'.$$

Пренебрегая сопротивлениями магистралей и учитывая, что при этом $p_0'=p_0$, найдем

$$\dot{\delta}=\frac{\mu as\sqrt{g}}{F\sqrt{\gamma}\,R}\sqrt{p_0-(p_1-p_2)}\quad \text{при } s>0$$

и

$$\dot{\delta}=\frac{\mu as\sqrt{g}}{F\sqrt{\gamma}\,R}\sqrt{p_0+(p_1-p_2)}\quad \text{при } s<0$$

или в общем случае

$$\dot{\delta}=\frac{\mu as\sqrt{g}}{F\sqrt{\gamma}\,R}\sqrt{p_0-(p_1-p_2)\operatorname{sign}s}. \tag{4.30}$$

Момент рулевой машинки (4.28) уравновешивается моментом сопротивления $M_с$. В том случае, когда основными моментами сопротивления являются моменты сил инерции и шарнирный момент, можно записать

$$M_р=M_ш+J\ddot{\delta}=FR(p_1-p_2).$$

Таким образом,

$$\dot{\delta}=\frac{\mu as\sqrt{g}}{F\sqrt{\gamma}\,R}\sqrt{p_0-\frac{M_ш+J\ddot{\delta}}{FR}\operatorname{sign}s}.$$

Характеристика рулевой машинки существенно нелинейна, причем эта нелинейность сказывается тем больше, чем больше величина момента сопротивления.

В том случае, когда перепад давлений (p_1-p_2), вызванный нагрузкой, значительно меньше давления в напорной магистрали, рулевую машинку приближенно можно представить в виде идеального интегрирующего звена и записать

$$\delta=\frac{1}{p}ks,$$

где

$$k=\frac{\mu a}{FR}\sqrt{\frac{g}{\gamma}p_0}.$$

На рис. 4.30 представлена схема рулевой машинки, работающей по рассмотренному выше принципу. Рулевая машинка состоит из шестеренчатого насоса *ШН* (вращающегося с помощью электродвигателя *Д*), золотника *З*, поршня *П* и цилиндра *Ц*. Цилиндр расточен в корпусе рулевой машинки. Внутренняя полость корпуса залита маслом. Для

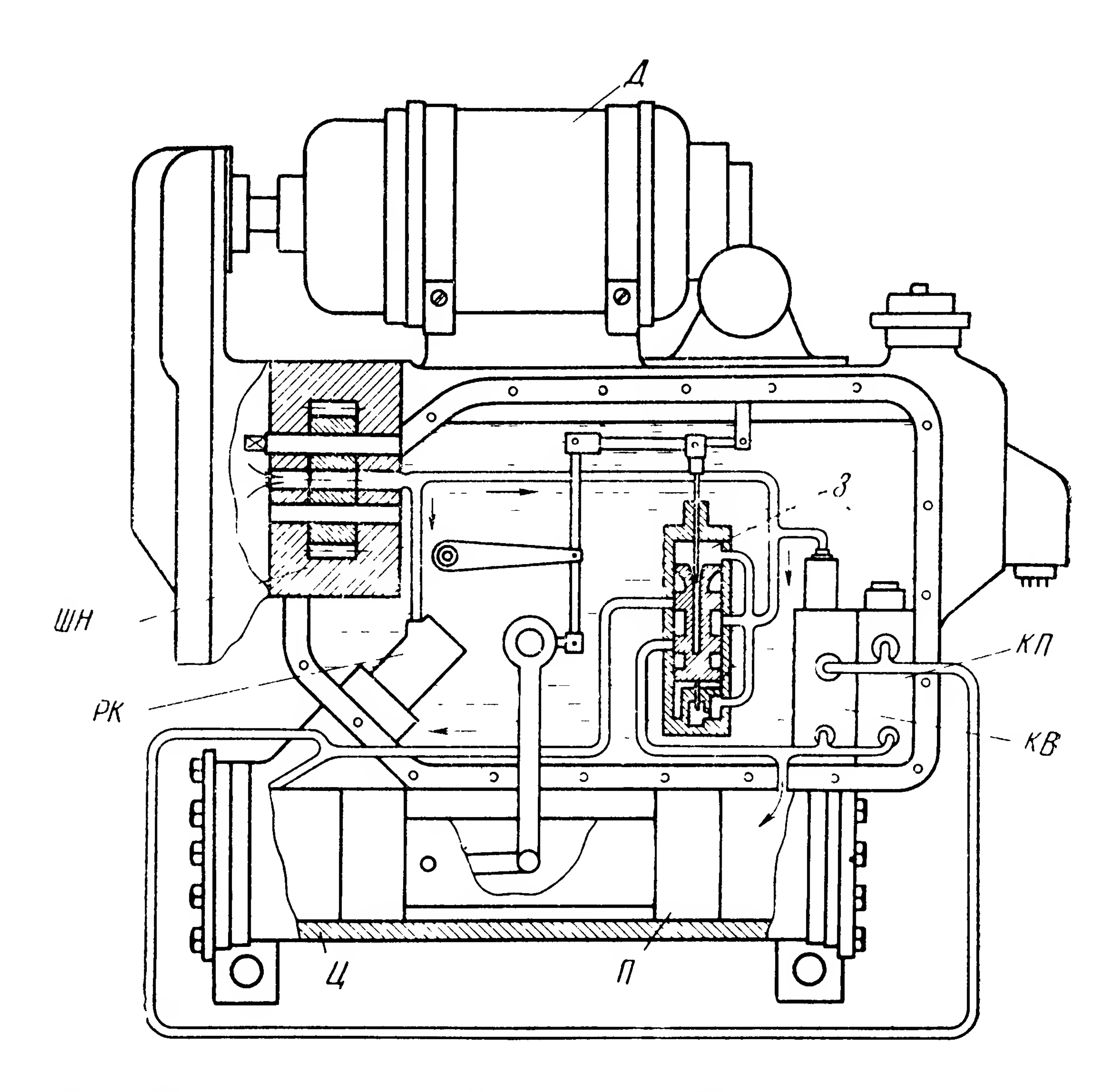


Рис. 4.30. Принципиальная схема гидравлической рулевой машинки

поддержания постоянного давления в нагнетающей магистрали применен редукционный клапан *РК*. Кроме того, в гидросистеме рулевой машинки предусмотрены электромагнитный клапан включения *КВ*, дающий возможность соединять обе полости рулевой машинки, и клапан пересиливания *КП*. Клапан пересиливания позволяет управлять самолетом при включенном автопилоте, прикладывая к педалям рулевого управления определенное усилие.

Отметим, что перемещение золотника требует преодоления силы трения и гидравлических сил, действующих на золотник.

Наиболее существенной является осевая гидродинамическая сила, стремящая закрыть золотник.

Расчеты показывают*, что при давлении масла в напорной магистрали 200 *кГ/см*[2] осевая сила, приложенная к золотнику, достигает 300 *Г/л. с.* мощности системы. Для уменьшения влияния на работу рулевой машинки осевой силы и силы трения в системе, показанной на рис. 4.30, применена специальная конструкция золотникового устройства (рис. 4.31).

Камеры золотника *А*, *Б* и *В* соединены с напорной магистралью, причем камера *Б* соединена через капиллярное отверстие. Давление

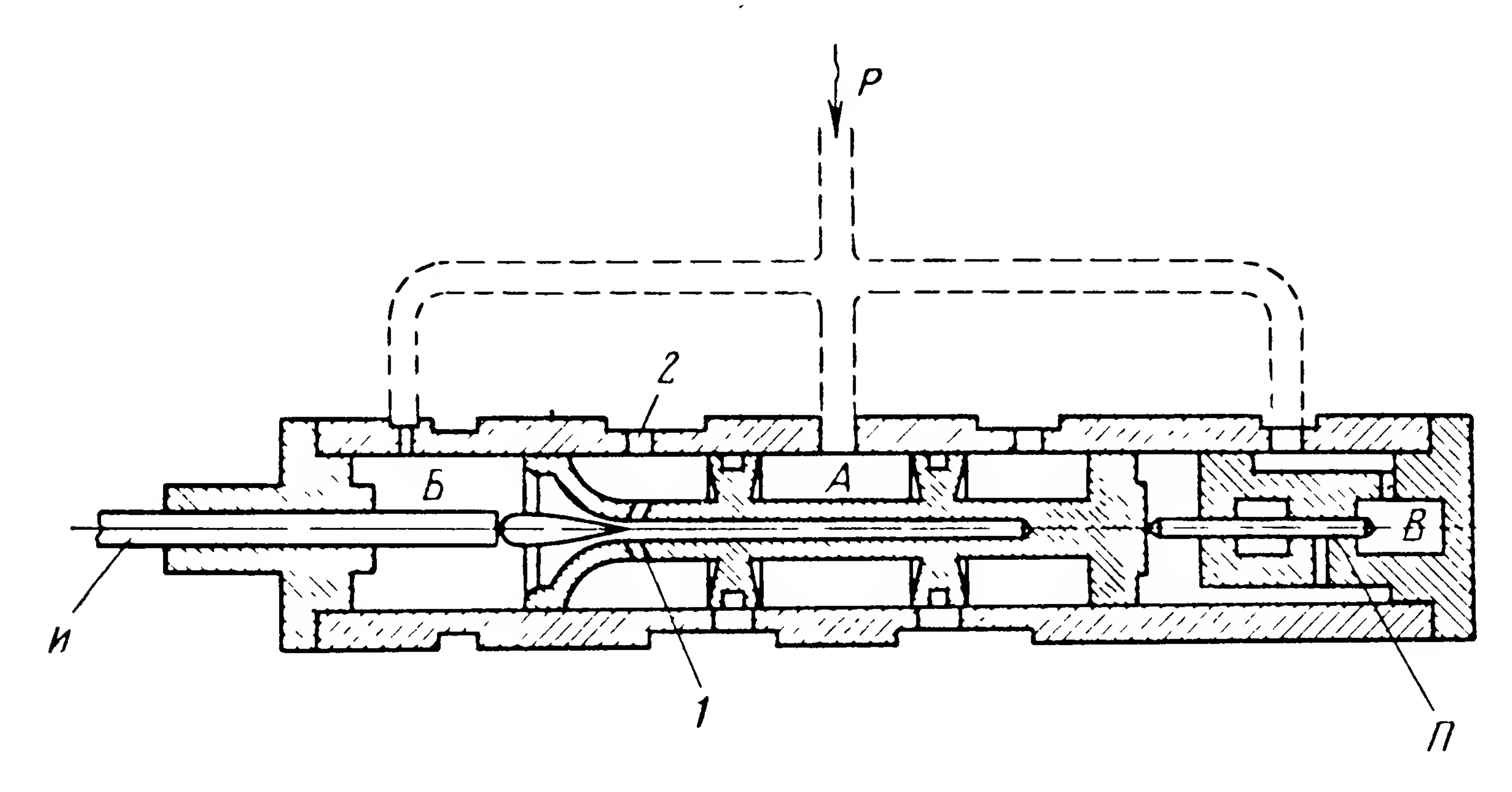


Рис. 4.31. Конструкция золотника гидравлической рулевой машинки

в камере *В* примерно постоянно, в то время как давление в камере *Б* зависит от положения иглы *И*.

При перемещении иглы, например, влево меняется площадь кольцевого зазора между иглой и золотником. Сопротивление вытеканию жидкости через каналы *1* и *2* уменьшается и давление в камере *Б* падает. Для установившегося состояния системы справедливо равенство

$$p_Б F_1 = p_В F_2,$$

где $p_В$ — давление в камере *В*;

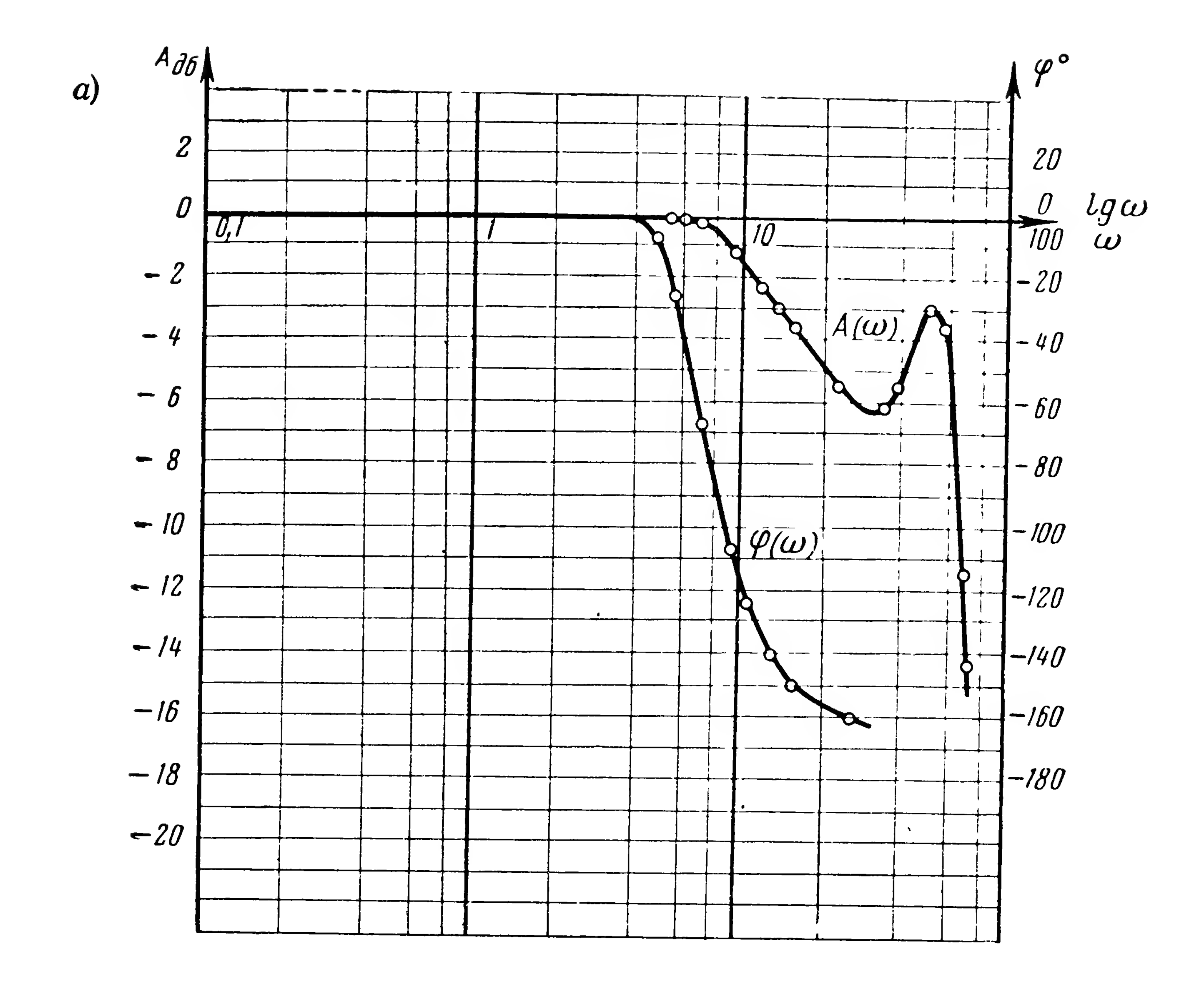
F_2 — площадь плунжера *П*;

$p_Б$ — давление в камере *Б*;

F_1 — площадь поршня золотника.

При уменьшении давления $p_Б$ равенство сил нарушается и золотник начинает перемещаться влево до тех пор, пока кольцевой зазор снова не станет равным первоначальному и пока не сравняются силы, действующие на золотник.

* Литвин-Седой М. З. Гидравлический привод в системах автоматики. Машгиз, 1956.



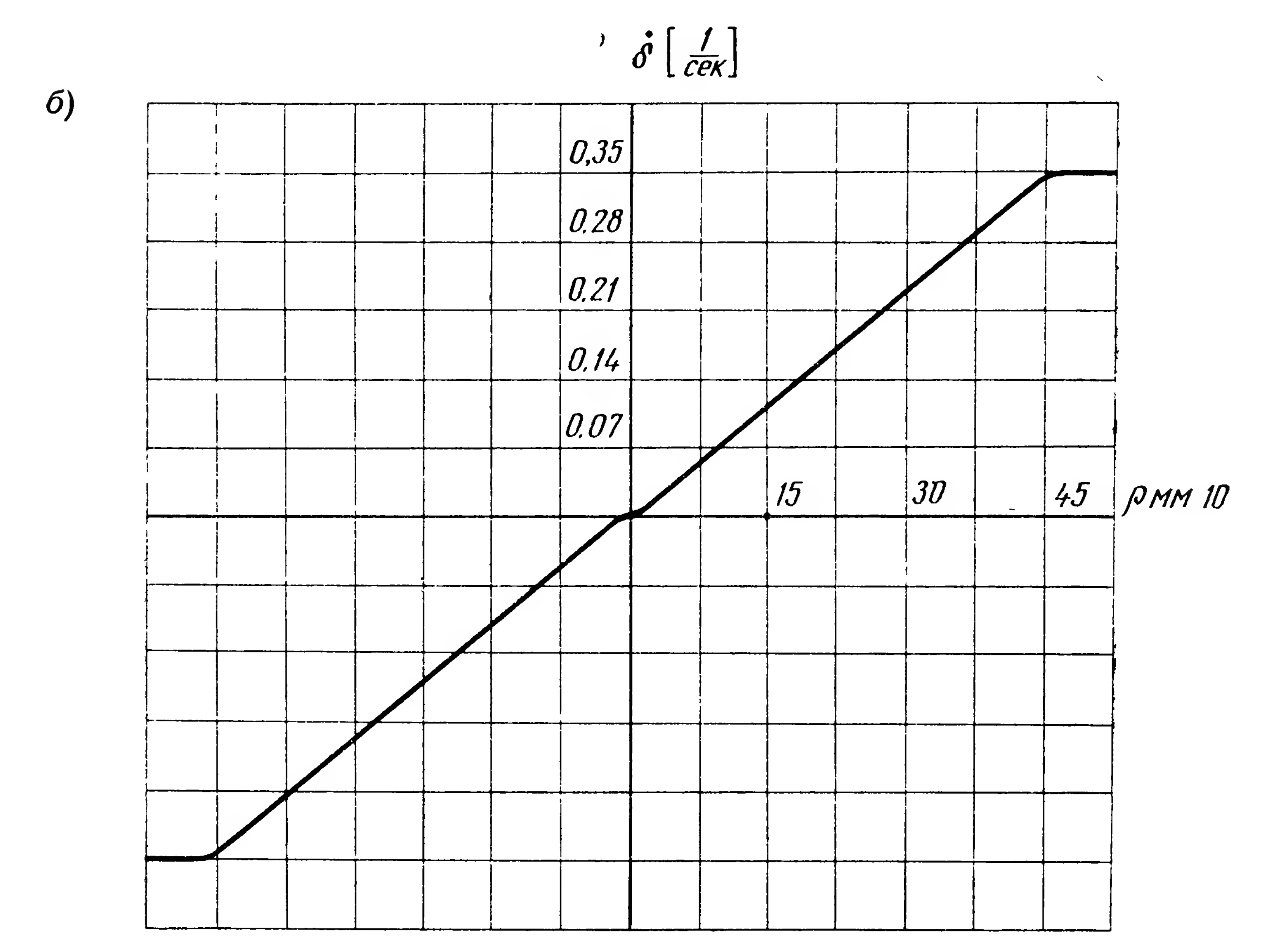


Рис. 4.32. Характеристики гидравлической рулевой машинки:
а — логарифмическая частотная характеристика; *б* — статическая характеристика

Таким образом, золотник непрерывно следит за положением иглы. Если не учитывать силы трения золотника, а также массу золотника, то уравнение этой своеобразной следящей системы может быть представлено в виде

$$T_з\dot{s} + s = \rho,$$

где ρ — перемещение иглы золотника;

$T_з$ — постоянная времени золотника, равная в обычных системах 0,0025—0,0050 *сек*.

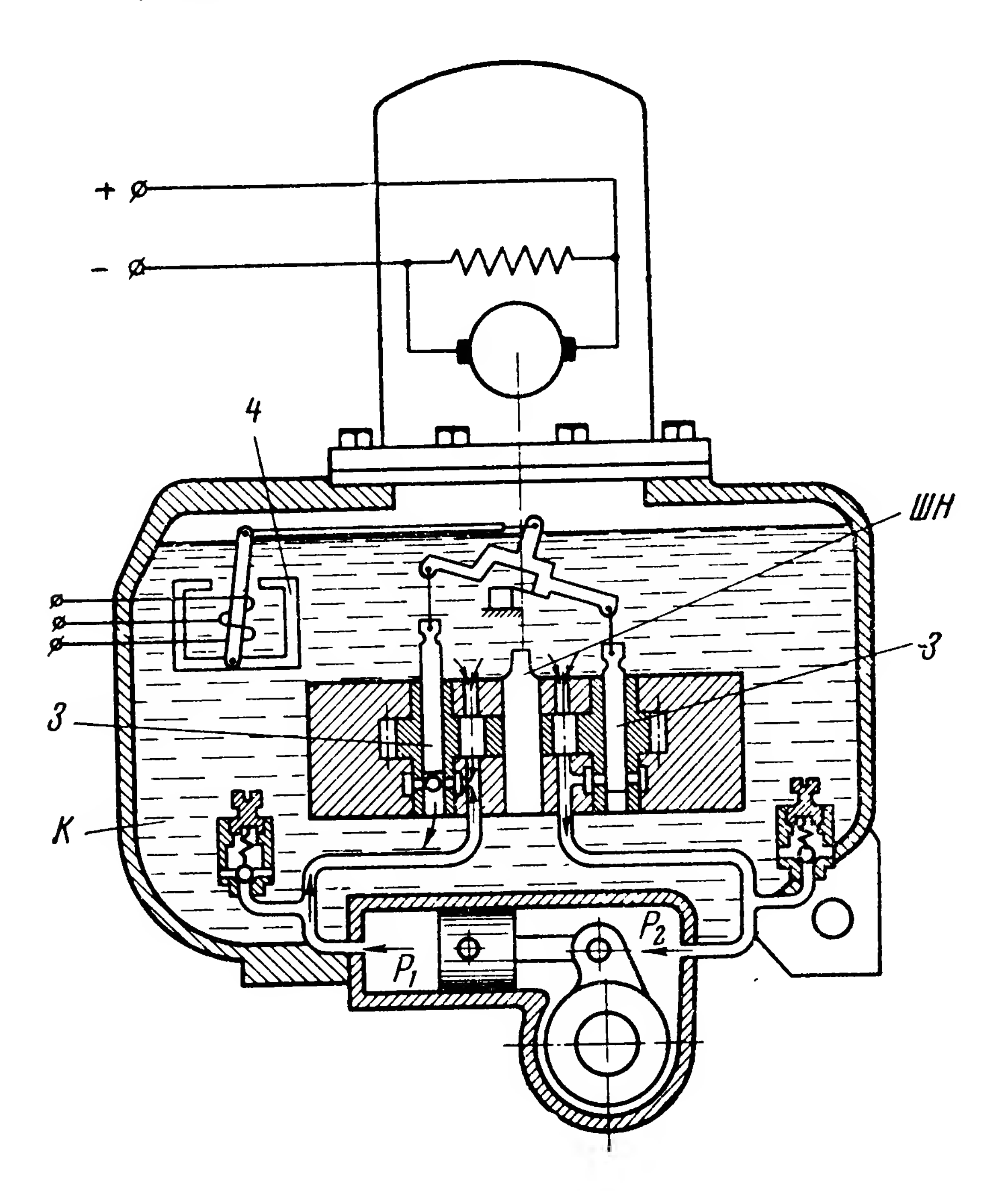


Рис. 4.33. Вариант принципиальной схемы гидравлической рулевой машинки

Ввиду малого значения величины $T_з$ уравнение золотника может быть записано в виде

$$s = \rho.$$

Рассматриваемая рулевая машинка (рис. 4.30) охвачена жесткой обратной связью, которая осуществляется с помощью системы рычагов, соединяющих выходной вал с иглой золотника.

На рис. 4.32, *а* приведена снятая экспериментально частотная характеристика рулевой машинки без нагрузки. Зависимость скорости

выходного вала от перемещения золотника при отключенной обратной вязи приведена на рис. 4.32, *б*.

Рассмотрим несколько иную конструктивную схему гидравлической рулевой машинки*. Шестеренчатый насос *ШН* под определенным давлением нагнетает масло (рис. 4.33). От насоса масло поступает в полости цилиндра рулевой машинки и, кроме того, через окна, образованные золотниками *З* и гнездами с отверстиями, в картер *К*. В том случае, когда ток на обмотки электромагнита *ЭМ* не подается, его якорь находится в нейтральном положении. Золотники также находятся в нейтральном положении. При этом давления p_1 и p_2 в полостях рулевой машинки одинаковы и поршень неподвижен. Если на обмотки электромагнита подается управляющий сигнал, то один из золотников перемещается вверх, а другой вниз. В результате этого меняются величины открытых окон золотника и в полостях цилиндра появляется разность давлений. Под действием разности давлений поршень рулевой машинки перемещается и через кривошипно-шатунный механизм перемещает органы рулевого управления летательного аппарата. Следует отметить конструктивную особенность рулевой машинки: гнезда золотника выполнены вращающимися, благодаря чему достигается значительное уменьшение сил сухого трения.

Считая характеристику электромагнита линейной, приближенно можно записать

$$\rho = k_{м} I_{упр}, \tag{4.31}$$

где ρ — перемещение золотника;

$I_{упр}$ — ток в обмотке;

$k_{м}$ — коэффициент пропорциональности.

Суммируя моменты, действующие относительно выходного вала рулевой машинки, получим

$$J\ddot{\delta} = M_{р} - M_{с}, \tag{4.32}$$

где J — момент инерции рулей и подвижных элементов рулевой машинки, приведенный к выходному валу рулевой машинки;

$M_{с}$ — момент сил сопротивления;

$M_{р}$ — момент, развиваемый рулевой машинкой.

Величина момента, развиваемого рулевой машинкой, может быть записана в виде

$$M_{р} = F(p_1 - p_2) R_0, \tag{4.33}$$

где F — площадь поршня;

R_0 — радиус кривошипа;

p_1 и p_2 — давления на поршень.

---

* Горская И. С., Крутова И. Н., Рутковский В. Ю. Динамика нелинейных сервомеханизмов. Изд. АН СССР, 1959.

При этом предполагалось, что углы δ малы и кривошип перпендикулярен к направлению действия сил со стороны поршня.

Определим перепад давлений $(p_1 - p_2)$, возникающий при перемещении золотника.

Обозначив

V_1 — скорость масла через первый золотник;

V_2 — скорость масла через второй золотник;

γ — удельный вес жидкости;

g — ускорение силы тяжести на основании уравнения Бернулли без учета потерь в трубопроводе, можно записать

$$p_1 - p_2 = \frac{\gamma}{2g}(V_1^2 - V_2^2).$$

Скорости течения масла через золотники могут быть выражены через величины расходов

$$V_1 = \frac{Q_1'}{\mu f_1}; \quad V_2 = \frac{Q_2'}{\mu f_2},$$

где Q_1' и Q_2' — объемные расходы масла соответственно через первый и второй золотники;

f_1 и f_2 — площади рабочих окон золотников;

μ — коэффициент расхода, который при малых перемещениях золотника считаем постоянным.

Таким образом,

$$p_1 - p_2 = \frac{\gamma}{2g}(V_1^2 - V_2^2) = \frac{\gamma}{2g}\left(\frac{Q_1'^2}{\mu^2 f_1^2} - \frac{Q_2'^2}{\mu^2 f_2^2}\right). \qquad (4.34)$$

Для расходов Q_1' и Q_2' в случае $\rho > 0$ могут быть записаны соотношения

$$Q_1' = Q_0 - Q_1; \quad Q_2' = Q_0 + Q_2, \qquad (4.35)$$

где Q_0 — расход насоса для каждой полости;

Q_1 и Q_2 — расходы в соответствующих полостях цилиндра.

В силу неразрывности струи жидкости

$$Q_1 = Q_2 = FR_0\dot{\delta}. \qquad (4.36)$$

Учитывая (4.35) и (4.36), уравнение (4.34) запишем в виде

$$p_1 - p_2 = \frac{\gamma}{2g}\left[\frac{(Q_0 - FR_0\dot{\delta})^2}{\mu^2 f_1^2} - \frac{(Q_0 + FR_0\dot{\delta})^2}{\mu^2 f_2^2}\right],$$

откуда момент, развиваемый рулевой машинкой,

$$M_p = FR\frac{\gamma}{2g}\left[\frac{(Q_0 - FR_0\dot{\delta})^2}{\mu^2 f_1^2} - \frac{(Q_0 + FR_0\dot{\delta})^2}{\mu^2 f_2^2}\right]. \qquad (4.37)$$

Таким образом, на основании (4.32) и (4.37) получим

$$J\ddot{\delta}-\frac{FR_0\gamma}{2g\mu^2}\left[\frac{(Q_0-FR_0\dot{\delta})^2}{f_1^2}-\frac{(Q_0+FR_0\dot{\delta})^2}{f_2^2}\right]+M_c=0. \qquad (4.38)$$

Если пренебречь моментом сил инерции и моментом нагрузки, то вместо (4.38) будем иметь

$$-\frac{FR_0\gamma}{2g}\cdot\frac{(Q_0-FR_0\dot{\delta})^2}{\mu^2 f_1^2}+\frac{FR_0\gamma}{2g}\cdot\frac{(Q_0+FR_0\dot{\delta})^2}{\mu^2 f_2^2}=0$$

или

$$\dot{\delta}=\frac{Q_0}{FR_0}\cdot\frac{f_2-f_1}{f_1+f_2}.$$

Обычно имеет место равенство

$$\frac{f_2-f_1}{f_1+f_2}=b\rho,$$

где b — коэффициент пропорциональности.

Следовательно,

$$\dot{\delta}=k\rho,$$

где

$$k=\frac{Q_0 b}{FR_0}.$$

Иными словами, без учета нагрузки уравнение данной рулевой машинки по форме полностью совпадает с уравнением, которое было получено для рулевой машинки, представленной на рис. 4.29.

Характер происходящих явлений существенно меняется при учете нагрузки. Пусть золотники находятся в нейтральном положении и имеет место равенство $f_1=f_2=f_0$.

Тогда без учета момента сил инерции на основании равенства (4.38) можно записать

$$\dot{\delta}=-\frac{M_c g\mu^2 f_0^2}{2Q_0R_0^2F^2\gamma}.$$

Таким образом, в данном случае при нейтральном положении золотника под воздействием момента нагрузки происходит перемещение выходного вала рулевой машинки. Для компенсации момента нагрузки необходимо определенное перемещение золотника, т. е. некоторый сигнал, подаваемый на вход рулевой машинки. Последнее обстоятельство может существенно повлиять на статические характеристики системы стабилизации.

Для рулевой машинки, схема которой представлена на рис. 4.29, согласно (4.30) при нейтральном положении золотника (т. е. при $\rho=0$) имеем $\dot{\delta}=0$ независимо от момента нагрузки. Иными словами, при нейтральном положении золотника выходной вал рулевой машинки неподвижен независимо от приложенной нагрузки. Приведем уравнение (4.38) к виду, более удобному для практического использования. Выполняя элементарные преобразования, находим

$$J\ddot{\delta}-\frac{FR_0\gamma}{2g\mu^2}\left[\frac{(Q_0^2-2QFR_0\dot{\delta}+F^2R_0^2\dot{\delta}^2)\,f_2^2-(Q_0^2+2Q_0FR_0\dot{\delta}+F^2R_0^2\dot{\delta}^2)\,f_1^2}{f_1^2\,f_2^2}\right]+M_c=0,$$

или

$$J\ddot{\delta}-\frac{FR_0\gamma}{2g\mu^2}\left[\frac{Q_0^2\,(f_2^2-f_1^2)-2Q_0FR_0\dot{\delta}\,(f_2^2+f_1^2)+F^2R_0^2\dot{\delta}^2\,(f_2^2-f_1^2)}{f_1^2\,f_2^2}\right]+M_c=0.$$

Считая, что площади рабочих окон золотника линейно зависят от перемещения золотника ρ, можно записать

$$f_1=f_0-a\rho;\quad f_2=f_0+a\rho,$$

где a — ширина окна.

Пусть величина ρ малая. Тогда

$$f_1^2+f_2^2\approx 2f_0;\quad f_1^2f_2^2=f_0^4;\quad f_2^2-f_1^2=4f_0a\rho.$$

Таким образом,

$$J\ddot{\delta}-\frac{FR_0\gamma}{2g\mu^2}\left[\frac{4Q_0^2f_0a\rho-4Q_0f_0FR_0\dot{\delta}+4f_0aF^2R_0^2\dot{\delta}^2\rho}{f_0^4}\right]+M_c=0.$$

Принимая во внимание равенство (4.31), последнее уравнение перепишем в виде

$$J\ddot{\delta}+\frac{2Q_0F^2R_0^2\gamma}{g\mu^2f_0^3}\dot{\delta}+M_c=\left[\frac{2FR_0\gamma Q_0^2ak_м}{g\mu^2f_0^3}+\frac{2F^3R_0^3\gamma a\dot{\delta}^2k_м}{g\mu^2f_0^3}\right]I_{упр}.$$

В некоторых случаях можно считать, что основным моментом нагрузки является шарнирный момент $M_ш$. Кроме того, иногда (например, для газовых рулей или элеронов) $M_ш=k_ш\delta$, где $k_ш$—коэффициент пропорциональности.

При указанных условиях уравнение (4.38) приобретает вид

$$T_2^2\ddot{\delta}+T_1\dot{\delta}+\delta=k_{рм}[1+\alpha(\dot{\delta})^2]\,I_{упр},\tag{4.39}$$

где

$$T_2^2=\frac{J}{k_ш};\quad T_1=\frac{2Q_0F^2R_0^2\gamma}{g\mu^2f_0^3k_ш};$$

$$k_{рм} = \frac{2FR_0 \gamma Q_0^2 a k_м}{k_м g \mu^2 f_0^3}; \quad \alpha = \frac{F^2 R_0^2}{Q_0^2}.$$

Обычно $T_2 \ll 1$, а также $\alpha \ll 1$. На основании этого можно приближенно записать

$$T_1 \dot{\delta} + \delta = k_{рм} I_{упр}.$$

На рис. 4.34 приведена частотная характеристика рулевой машинки рассматриваемого типа, полученная при нагрузке, изменяющейся пропорционально углу отклонения руля.

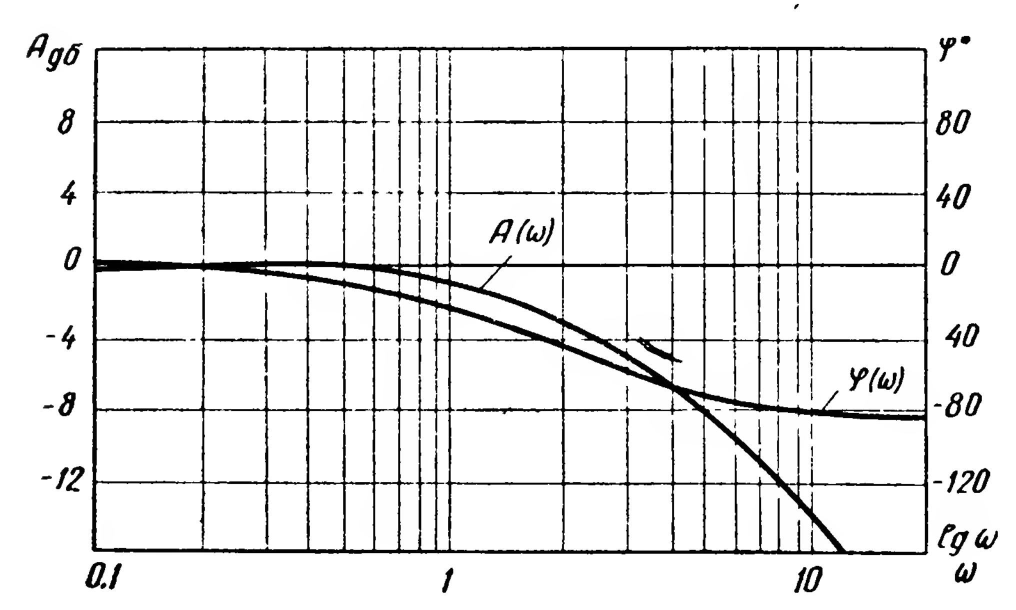


Рис. 4.34 Логарифмическая частотная характеристика рулевой машинки

§ 9. ГАЗОВЫЕ И ПНЕВМАТИЧЕСКИЕ РУЛЕВЫЕ МАШИНКИ

Газовые рулевые машинки находят большое применение в беспилотных летательных аппаратах. Источником энергии для этих рулевых машинок служит горячий газ. Горячий газ вырабатывается газогенератором, работающим на жидком или твердом топливе. Иногда используются выхлопные газы двигателя. Наиболее простыми оказываются системы, в которых в качестве топлива использованы пороховые шашки. Ввиду того что скорость сгорания пороха велика, время действия рулевой машинки очень ограничено. На рис. 4.35 представлена структурная схема питания рулевой машинки горячим газом. Газогенератор в идеальном случае должен обеспечивать определенный расход газа при постоянном давлении. Это осуществляется согласованием скорости горения топлива и расхода газа через отверстие в зависимости от давления и формы отверстия. В схеме возможно также применение регулятора давления (обычно сбросового типа). После регулятора давления горячий газ поступает на рулевую машинку.



Рис. 4.35. Структурная схема питания рулевой машинки горячим газом

Существует два вида рулевых машинок на горячем газе: открытая

и закрытая. В первом случае (рис. 4.36) золотниковые отверстия обычно открыты и в установившемся режиме имеется постоянный расход газа при постоянном давлении в газогенераторе.

При нейтральном положении якоря управляющего электромагнита *ЭУ* сопла *С* перекрываются одинаково и давление газа, вырабатываемого газогенератором *Г*, в полостях цилиндров $Ц_1$, $Ц_2$ равны. Поршни рулевой машинки неподвижны. При смещении якоря от нейтрального положения расход газа через одно сопло увеличивается, а через другое уменьшается. В цилиндрах возникает перепад давлений, под действием которого поршни $П_1$, $П_2$ перемещаются в ту или иную сторону.

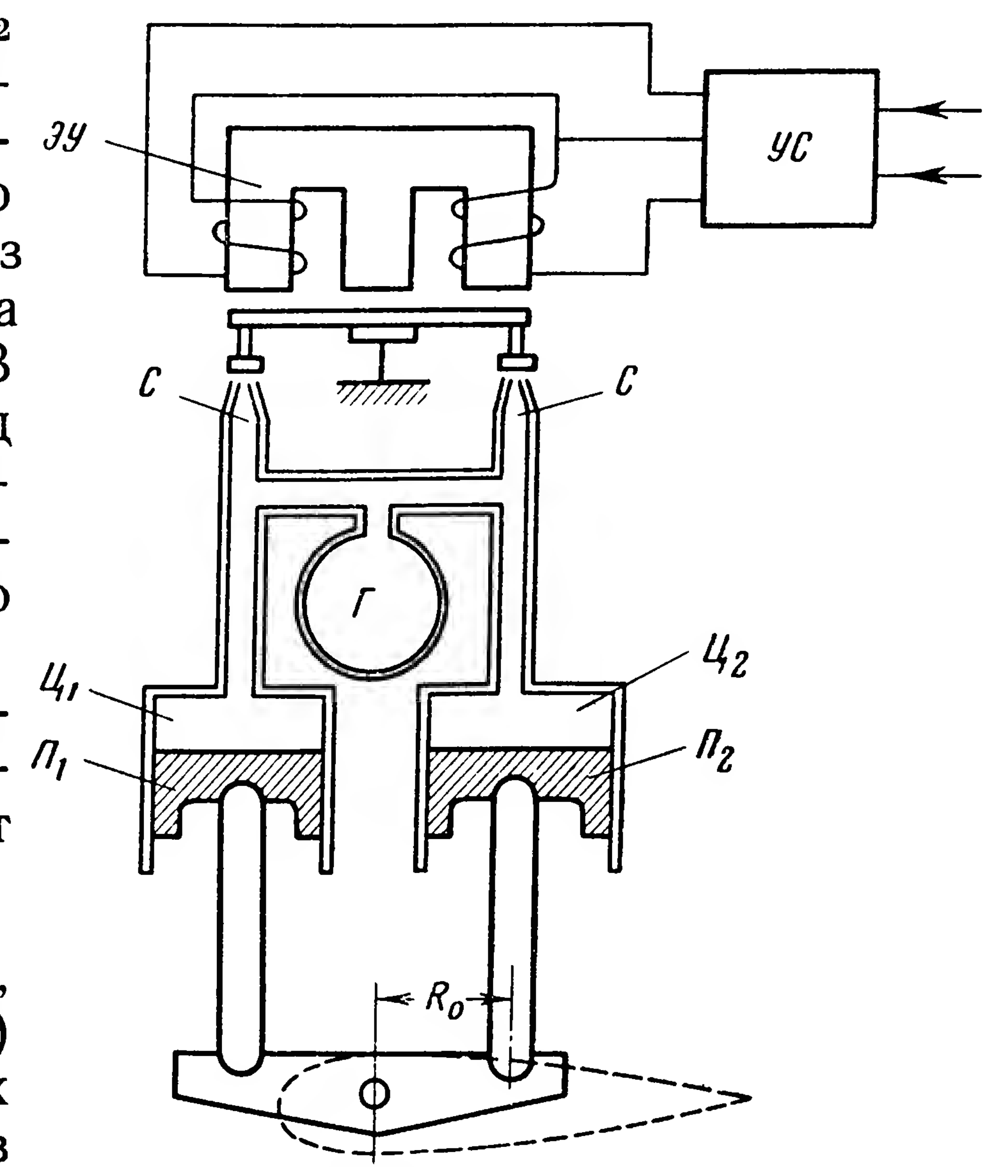


Рис. 4.36. Принципиальная схема газовой рулевой машинки

Уравнение моментов, действующих на выходном валу рулевой машинки, может быть записано в виде

$$J\ddot{\delta} + h\dot{\delta} + M_c = FR_0(p_1 - p_2), \quad (4.40)$$

где J — момент инерции всех подвижных элементов рулевой машинки, приведенный к ее выходному валу;

h — коэффициент вязкого трения;

M_c — момент нагрузки;

F — площадь поршня;

R_0 — радиус кривошипа;

$p_1 - p_2$ — перепад давления в цилиндрах.

Определим теперь перепад давлений, возникающий при перемещении золотника.

На основании первого закона термодинамики для объема газа в первом цилиндре (рис. 4.37) можно записать

$$(U_1 + p_1 v_1)\,dm - p_1 dV_1 = d(\gamma V_1 U_1), \quad (4.41)$$

где U_1 — удельная внутренняя энергия газа;

p_1 — давление на поршень $П_1$;

v_1 — удельный объем газа;

dm — приращение массы газа;

dV_1 — приращение объема при перемещении поршня;
γ — удельный вес газа.

Первый член уравнения представляет собой энергию, подводимую к системе, и работу, производимую системой за счет притока дополнительного количества массы dm.

Второе слагаемое является работой, совершаемой при расширении газа под поршнем. Правая часть равенства представляет собой изменение внутренней энергии газа в объеме.

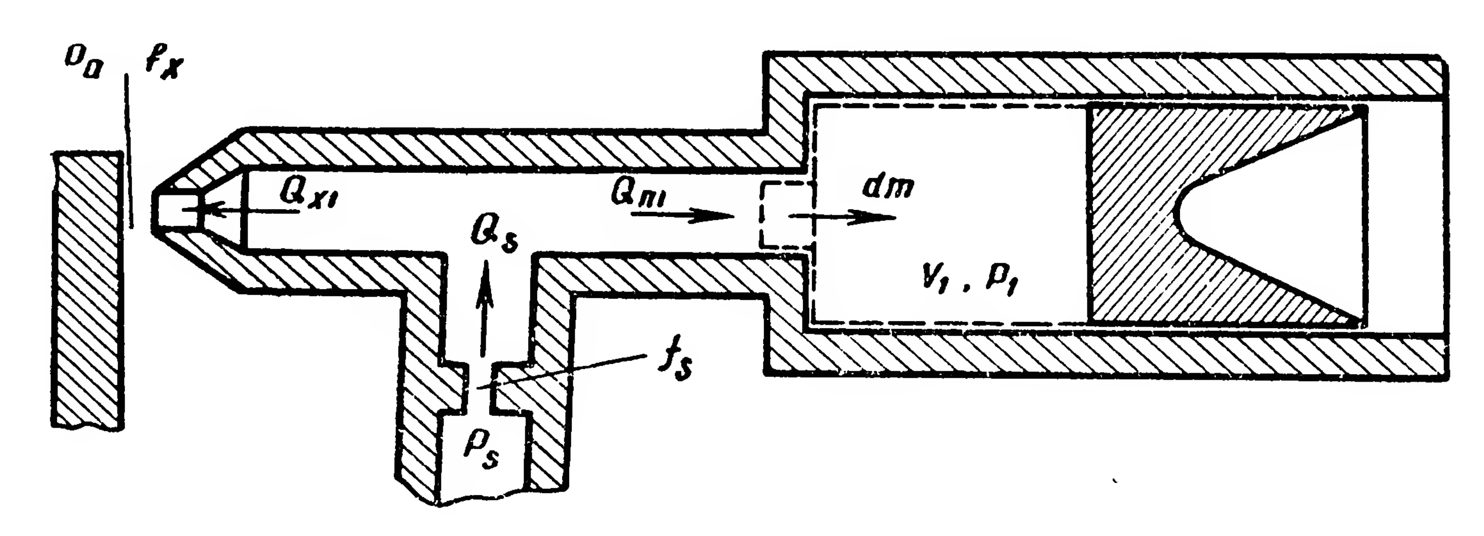


Рис. 4.37. Расчетная схема газовой рулевой машинки

Используя термодинамические зависимости для идеального газа, считая процесс адиабатическим и учитывая, что

$$\frac{dV}{dt} = \dot{\delta} R_0 F,$$

уравнение (4.41) перепишем в виде

$$\frac{dp_1}{dt} + \frac{kp_1}{V_1}(\dot{\delta} R_0 F - Q_{п_1}) = 0, \tag{4.42}$$

где k — показатель адиабаты;
$Q_{п1}$— объемный расход газа при перемещении поршня $П_1$.

Аналогично для процессов, протекающих во втором цилиндре,

$$\frac{dp_2}{dt} + \frac{kp_2}{V_2}(-\dot{\delta} R_0 F + Q_{п_2}) = 0, \tag{4.43}$$

где обозначения имеют тот же смысл, что и в предыдущем случае, но относятся ко второму цилиндру.

Для малых изменений давления и при малых изменениях нагрузки можно записать приближенно

$$p_1 = p_0 + \Delta p;$$
$$p_3 = p_0 - \Delta p, \tag{4.44}$$

где p_0 — постоянное давление под поршнем при среднем положении золотника.

Из уравнений (4.44) следует, что

$$p_1 + p_2 = 2p_0. \qquad (4.45)$$

Будем предполагать в дальнейшем, что работа рулевой машинки протекает вблизи среднего положения поршня.

При этом

$$V_1 \approx V_2 \approx V_0. \qquad (4.46)$$

Для определения постоянного давления p_0 рассмотрим уравнения расходов через отверстие постоянного сечения и отверстие, сечение которого меняется с помощью золотника. Полагая $V_0 = \text{const}$, можно записать*

$$\alpha_s f_s p_s \sqrt{\frac{2g}{RT}\cdot\frac{k}{k-1}\left[\left(\frac{p_0}{p_s}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_0}{p_s}\right)^{\frac{k+1}{k}}\right]} =$$

$$= \alpha_x f_{x_0} p_0 \sqrt{\frac{2g}{RT}\cdot\frac{k}{k-1}\left[\left(\frac{p_a}{p_0}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_a}{p_0}\right)^{\frac{k+1}{k}}\right]},$$

где p_s — давление источника питания;
f_s — площадь сечения постоянного отверстия;
R — газовая постоянная;
T — температура газа;
f_{x_0} — площадь, через которую происходит истечение газа при среднем положении золотника;
p_a — давление за золотником;
α_s и α_x — коэффициенты расхода.

Полученное равенство действительно в том случае, когда истечение из обеих отверстий докритическое. При обычном использовании высоких давлений истечение газа становится сверхкритическим. Так, при

$$\frac{p_a}{p_0} \leqslant \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

сверхкритическое истечение будет происходить через отверстие переменного сечения. При этом весовой расход газа будет определяться формулой

$$G_x = \alpha_x f_{x_0} p_0 \sqrt{\frac{2g}{RT}\cdot\frac{k}{k+1}\cdot\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k+1}}}. \qquad (4.47)$$

Дополнительные исследования показывают**, что при $\frac{f_{x_0}}{f_s} > 1{,}8$

---

* Основы автоматического регулирования. Под ред. Солодовникова В. В. Т. II, Ч. 1. 1959, стр. 463.

** Применение в ракетах вспомогательных источников питания на горячем газе. «Вопросы ракетной техники», № 8, 1959.

истечение из отверстия постоянного сечения также будет сверхкритическим. Предполагая, что имеет место именно этот случай, весовой расход газа запишем в виде

$$G_s = \alpha_s f_s p_s \sqrt{\frac{2g}{RT} \cdot \frac{k}{k+1}} \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k+1}}. \qquad (4.48)$$

Приравнивая выражения (4.47) и (4.48), находим

$$p_0 = \frac{\alpha_s}{\alpha_x} \cdot \frac{f_s}{f_{x_0}} p_s.$$

Коэффициент расхода α является в основном функцией чисел R_e М и представляет собой переменную величину. В зависимости от типа насадка величину этого коэффициента можно принять в пределах* $\alpha = 0{,}82 \div 0{,}98$. Считая, что $\alpha_s = \alpha_x$, получим

$$p_0 = \frac{f_s}{f_{x_0}} p_s. \qquad (4.49)$$

Вычитая уравнение (4.43) из (4.42), получим

$$\frac{d(p_1-p_2)}{dt} + k\dot{\delta}R_0F\left(\frac{p_1}{V_1} + \frac{p_2}{V_2}\right) - k\left(\frac{Q_{п_1}p_1}{V_1} + \frac{Q_{п_2}p_2}{V_2}\right) = 0.$$

Последнее выражение с учетом равенств (4,45), (4.46) и (4.49) можно записать в виде

$$\frac{d(p_1-p_2)}{dt} + \frac{k\dot{\delta}R_0F}{V_0} \cdot \frac{2f_s}{f_{x_0}} p_s - \frac{k}{V_0}(Q_{п_1}p_1 + Q_{п_2}p_2) = 0. \qquad (4.50)$$

Площадь отверстия переменного сечения

$$f_x = \pi D_x (x_0 - x),$$

где D_x — диаметр сопла;

x_0 — среднее положение золотника;

x — перемещение золотника от среднего положения.

Весовой расход газа через отверстие переменного сечения будет

$$G_{x_1} = \alpha_x \pi D_x (x_0 - x) p_1 \sqrt{\frac{2g}{RT} \cdot \frac{k}{k+1}} \cdot \frac{2}{k+1}^{\frac{1}{k+1}}.$$

На основании условия неразрывности весовой расход газа к поршню

$$G_{п_1} = G_s - G_{x_1}.$$

---

* Холзунов А. Г. Основы расчета пневматических приводов. Машгиз, 1959.

Учитывая выражение (4.48), получим

$$G_{п_1} = \sqrt{\frac{2g}{RT} \cdot \frac{k}{k+1} \cdot \frac{2}{k+1}^{\frac{1}{k+1}}} \left[\alpha_s f_s p_s - \alpha_x \pi D_x (x_0 - x) p_1\right]. \quad (4.51)$$

Значение объемного расхода газа к поршню получим, разделив выражение (4.51) на удельный вес газа γ_1,

$$Q_{п_1} = \frac{p_1}{\gamma_1} \sqrt{\frac{2g}{RT} \cdot \frac{k}{k+1} \cdot \frac{2}{k+1}^{\frac{1}{k+1}}} \left[\alpha_s f_s \frac{p_s}{p_1} - \alpha_x \pi D_x (x_0 - x)\right].$$

Учитывая, что согласно закону Клапейрона

$$\frac{p}{\gamma} = RT$$

и считая по-прежнему $\alpha_s = \alpha_x = \alpha$, запишем

$$Q_{п_1} = \alpha \sqrt{RT \cdot \frac{k}{k+1} \cdot \frac{2}{k+1}^{\frac{1}{k+1}}} \left[f_s \frac{p_s}{p_1} - \pi D_x (x_0 - x)\right].$$

Для сокращения записи обозначим

$$c = \sqrt{RT \frac{k}{k+1} \cdot \frac{2}{k+1}^{\frac{1}{k+1}}}.$$

Тогда

$$Q_{п_1} = \alpha c \left[f_s \frac{p_s}{p_1} - \pi D_x (x_0 - x)\right]. \quad (4.52)$$

Аналогично для объемного расхода ко второму поршню получаем

$$Q_{п_2} = -\alpha c \left[f_s \frac{p_s}{p_2} - \pi D_x (x_0 + x)\right]. \quad (4.53)$$

Подставив выражения (4.52) и (4.53) в формулу (4.50), найдем

$$\frac{d(p_1 - p_2)}{dt} + \frac{k \dot{\delta} R_0 F}{V_0} \cdot \frac{2 f_s}{f_{x_0}} p_s + \frac{k}{V_0} \alpha c \pi D_x x_0 (p_1 - p_2) -$$
$$- \frac{k}{V_0} \alpha c \pi D_x x (p_1 + p_2) = 0.$$

После несложных преобразований, учитывая (4.45) и (4.49), будем иметь

$$\frac{d(p_1 - p_2)}{dt} + \frac{2k \dot{\delta} R_0 F}{V_0} \cdot \frac{f_s}{f_{x_0}} p_s + \frac{k}{V_0} \alpha c \pi D_x x_0 (p_1 - p_2) -$$
$$- \frac{k}{V_0} \alpha c \pi D_x \frac{2 f_s}{f_{x_0}} p_s x = 0. \quad (4.54)$$

Уравнения (4.40) и (4.54) образуют систему. Исключая из этих уравнений перепад давлений $(p_1 - p_2)$, получим

$$\frac{J}{FR_0}\dddot{\delta} + \frac{1}{FR_0}\left(h + \frac{k\alpha c\pi D_x x_0 J}{V_0}\right)\ddot{\delta} +$$
$$+ \frac{k}{V_0}\left(2R_0 F p_s \frac{f_s}{f_{x_0}} + \frac{\alpha c\pi D_x x_0 h}{FR_0}\right)\dot{\delta} +$$
$$+ \frac{\dot{M}_c}{FR_0} + \frac{k\alpha c\pi D_x x_0}{V_0 FR_0} M_c = 2\frac{f_s}{f_{x_0}} \cdot \frac{k\alpha c\pi D_x p_s}{V_0} x.$$

При отсутствии момента нагрузки $M_c = 0$ уравнение рулевой машинки может быть приведено к виду

$$p(T^2p^2 + 2\xi Tp + 1)\delta = k_{\text{рм}} x,$$

где

$$T^2 = \frac{JV_0}{k\left(2R_0^2F^2 p_s \frac{f_s}{f_{x_0}} + \alpha c\pi D_x x_0 h\right)};$$

$$k_{\text{рм}} = \frac{\alpha c\pi D_x p_s FR_0}{\left(2R_0^2F^2 p_s \frac{f_s}{f_{x_0}} + \alpha c\pi D_x x_0 h\right)} \cdot \frac{2f_s}{f_{x_0}};$$

$$\xi = \frac{\frac{1}{FR}\left(h + \frac{k\alpha c\pi D_x x_0 J}{V_0}\right)}{2\sqrt{\frac{JV_0}{k\left(2R_0^2F^2 p_s \frac{f_s}{f_{x_0}} + \alpha c\pi D_x x_0 h\right)}}}.$$

В том случае, когда нагрузка на рулевую машинку пропорциональна отклонению руля, т. е.

$$M_c = k_{\text{ш}}\delta,$$

уравнение рулевой машинки приобретает вид

$$(a_0p^3 + a_1p^2 + a_2p + a_3)\delta = b_0 x,$$

где

$$a_0 = \frac{J}{FR_0}; \quad a_1 = \frac{1}{FR_0}\left(h + \frac{k\alpha c\pi D_x x_0 J}{V_0}\right); \tag{4.55}$$

$$a_2 = \left[\frac{k}{V_0}\left(2R_0 F p_s \frac{f_s}{f_{x_0}} + \frac{\alpha c\pi D_x x_0 h}{FR_0}\right) + \frac{k_{\text{ш}}}{FR_0}\right];$$

$$a_3 = \frac{k\alpha c\pi D_x x_0 k_{\text{ш}}}{V_0 FR_0};$$

$$b_0 = 2\frac{f_s}{f_{x_0}} \frac{k\alpha c\pi D_x p_s}{V_0}.$$

На рис. 4.38 приведена частотная характеристика рулевой машинки с обратной связью при условии, что момент нагрузки $M_c=0$. Из характеристики видно, что рассматриваемая рулевая машинка имеет полосу пропускания, достаточную для большинства случаев.

При разработке конструкции рулевой машинки встречаются с большими трудностями, связанными в основном с высокой температурой газа. Обычно давление в источнике газа в различных системах

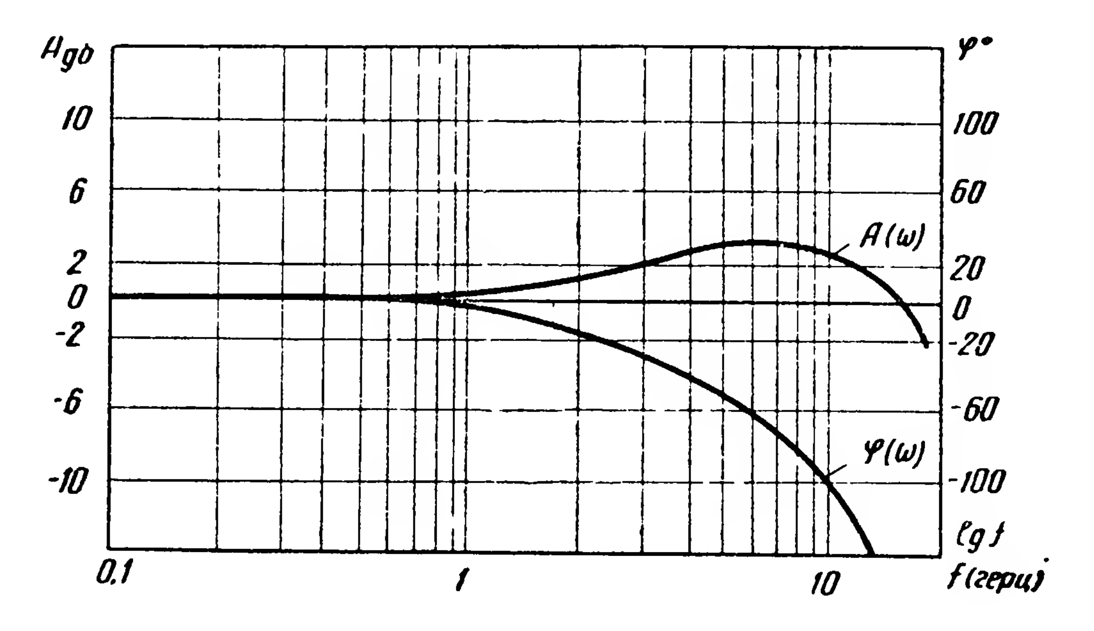


Рис. 4.38. Логарифмические частотные характеристики газовой рулевой машинки

изменяется от 35 до 350 *ат*, а температура — от 370 до 2000° С. Поэтому для элементов рулевой машинки приходится использовать специальные термостойкие материалы.

Для работы пневматических рулевых машинок используют энергию сжатого воздуха. На больших высотах работа пневматических насосов протекает неудовлетворительно, поэтому в таких условиях на борту летательного аппарата приходится использовать баллоны с воздухом, сжатым до высокого давления. Вполне естественно, что такие системы могут работать лишь непродолжительное время. Пневматические рулевые машинки не требуют очень точного изготовления элементов и применения специальных материалов, так как небольшая утечка воздуха в большинстве случаев вполне допустима, а его температура невысока. Вес пневматических рулевых машинок (без учета источников питания) обычно меньше, чем гидравлических. Давление воздуха на входе рулевой машинки чаще всего не превышает 10—20 $кГ/см^2$, поэтому габариты указанных устройств могут оказаться бóльшими, чем габариты гидравлических рулевых машинок. Следует отметить также, что надежность и быстродействие пневматических рулевых машинок высоки, а стоимость сравнительно низкая. Поэтому в настоящее время чаще всего рассматриваемые устройства применяются в системах стабилизации беспилотных летательных аппаратов, время действия которых невелико.

Одна из возможных схем пневматических рулевых машинок, применявшаяся, например, в самолете-снаряде V-1, представлена на рис. 4.39. При отклонении летательного аппарата от заданного режима полета струйная трубка, связанная с чувствительными элементами, создает в полостях пневмореле *ПР* перепад давлений. Под действием этого перепада мембрана деформируется и перемещает золотник, открывая тем самым соответствующие окна золотника. Рулевая машинка охвачена жесткой обратной связью, которая осуществляется с помощью рычага *Р* и пружины *П*.

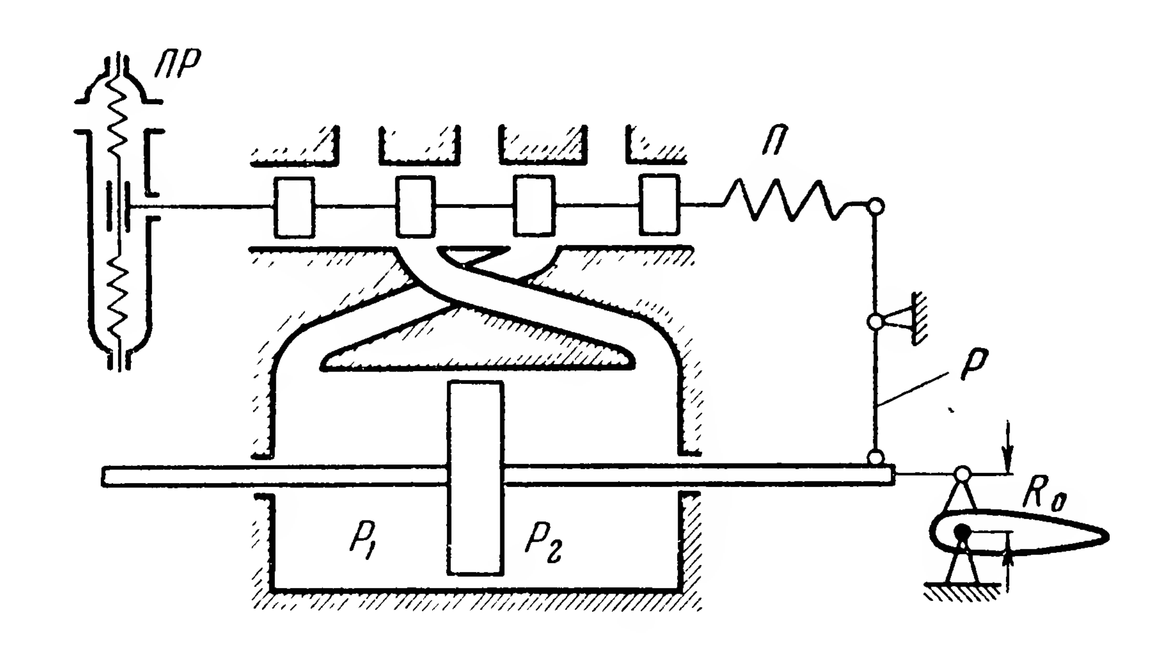


Рис. 4.39. Принципиальная схема пневматической рулевой машинки

Рассмотрим уравнение рулевой машинки, предположив, что обратная связь отключена.

Суммируя моменты, действующие на выходном валу, можно записать

$$J\ddot{\delta} + h\dot{\delta} + M_c = FR_0(p_1 - p_2), \qquad (4.56)$$

где J — момент инерции подвижных частей рулевой машинки, приведенный к ее выходному валу;

h — коэффициент вязкого трения;

M_c — момент нагрузки;

F — площадь поршня;

R_0 — радиус кривошипа;

$p_1 - p_2$ — перепад давления в цилиндре.

Поступая примерно так же, как и в предыдущем случае, при малых нагрузочных моментах можно получить* линеаризированное уравнение для перепада давления в виде

* Горская Н. С., Крутова И. Н., Рутковский В. Ю. Динамика нелинейных сервомеханизмов. Изд. АН СССР, 1959.

$$\frac{l\gamma_0 F}{4\alpha k p_0 \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \cdot \sqrt{g k p_0 \gamma_0}} \cdot \frac{d(p_1 - p_2)}{dt} +$$

$$+ \frac{\gamma_0 F R_0}{\alpha \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \sqrt{g k p_0 \gamma_0}} \dot{\delta} = F_з, \qquad (4.57)$$

где l — полная длина цилиндра рулевой машинки;

α — коэффициент расхода окон золотника;

F — площадь поршня;

k — показатель адиабаты, для воздуха равный 1,41;

$F_з$ — площадь сечения окна золотника;

p_0 и γ_0 — так называемое начальное давление и соответствующий ему удельный вес воздуха.

Можно показать, что

$$p_0 = 0{,}8 p_s; \quad \gamma_0 = 0{,}86 \gamma_s,$$

где p_s и γ_s — давление и удельный вес воздуха источника питания.

Считая, что площадь сечения окна золотника пропорциональна его перемещению, т. е.

$$F_з = k_з \rho,$$

где $k_з$ — коэффициент пропорциональности, после несложных преобразований на основании уравнений (4.56) и (4.57) находим

$$\frac{l\gamma_0 J}{4\alpha k p_0 \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \sqrt{g k p_0 \gamma_0}} \dddot{\delta} + \frac{l\gamma_0 h}{4\alpha k p_0 \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \sqrt{g k p_0 \gamma_0}} \ddot{\delta} +$$

$$+ \frac{\gamma_0 F R_0}{\alpha \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \sqrt{g k p_0 \gamma_0}} \dot{\delta} + \frac{l\gamma_0 \dot{M}_c}{4\alpha k p_0 \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \sqrt{g k p_0 \gamma_0}} = k_з \rho.$$

Полагая к тому же момент нагрузки пропорциональным углу отклонения руля, т. е.

$$M_c = k_ш \delta,$$

получим

$$p(T^2 p^2 + 2\xi T p + 1) = k_{рм} \rho,$$

где

$$T^2 = \frac{lJ}{4 k p_0 F R_0 + l k_ш}; \quad \xi = \frac{h\sqrt{l}}{2\sqrt{J(4 k p_0 F R_0 + l k_ш)}};$$

$$k_{рм} = \frac{4 k_з k p_0 \alpha \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \sqrt{g k p_0}}{\sqrt{\gamma_0}\,(4 k p_0 F R_0 + l k_ш)}.$$

Рулевые машинки рассматриваемого типа имеют существенный недостаток, заключающийся в наличии сил сухого трения в золотнике. Для уменьшения утечек воздуха зазор между золотником и его корпусом стараются сделать минимальным, что приводит к увеличению сил трения. За счет сил сухого трения статическая характеристика рулевой машинки содержит гистерезисную петлю. Как показано в главе VIII, это обстоятельство может существенно ухудшить динамику всей системы стабилизации.

Пневматическая рулевая машинка, схема которой показана на рис. 4.40, лишена указанного недостатка и проще по конструкции. В данном случае воздух в цилиндр рулевой машинки подается с помощью струйной трубки. При отклонении струйной трубки на некоторый угол равенство давлений p_1 и p_2 в полостях цилиндра нарушается. Поршень рулевой машинки перемещается, отклоняя регулирующий орган летательного аппарата.

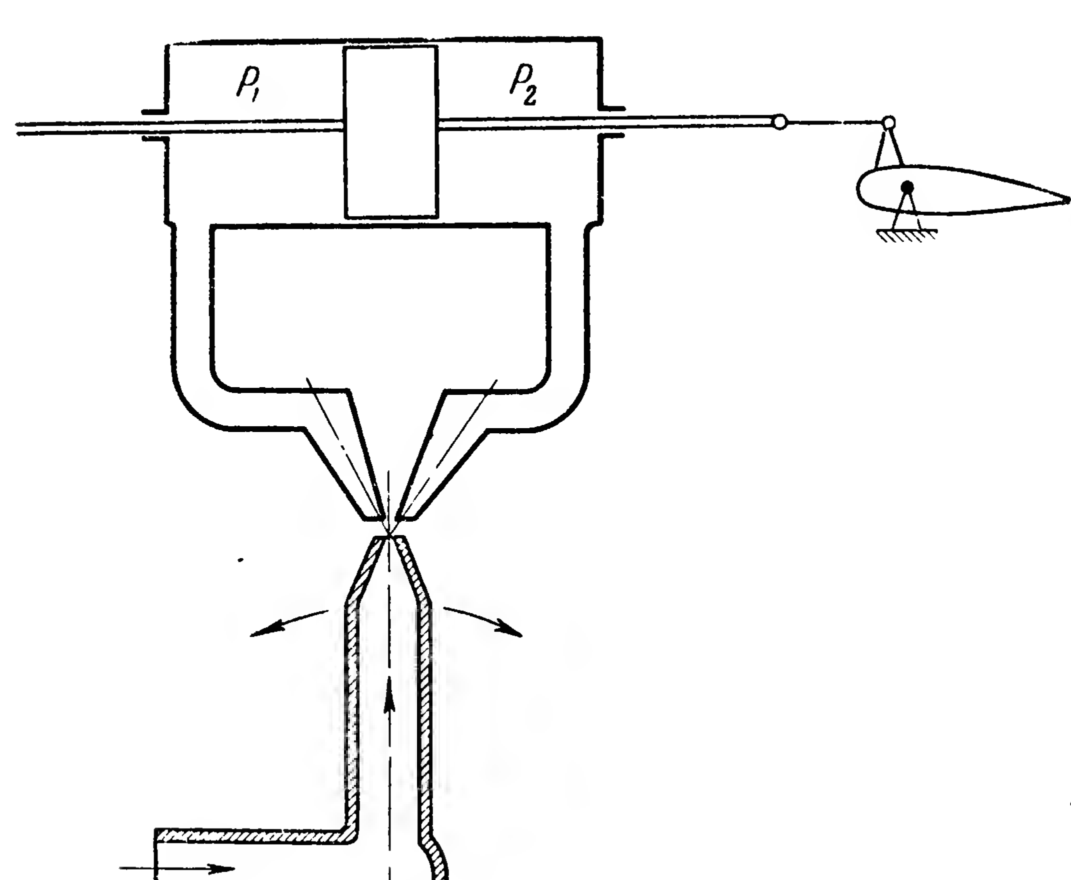


Рис. 4.40. Вариант принципиальной схемы пневматической рулевой машинки

Заметим, что в данном случае даже при отсутствии отклонения летательного аппарата происходит истечение воздуха из струйной трубки. Поэтому при прочих равных условиях расход воздуха для рассматриваемой рулевой машинки больше, чем для схемы, показанной на рис. 4.39. Кроме того, для компенсации шарнирного момента необходим некоторый угол поворота струйной трубки. Этот угол должен быть тем больше, чем больше величина шарнирного момента, с тем чтобы создать необходимый перепад давлений в полостях цилиндра. Это явление оказывает серьезное влияние на динамические и статические характеристики всей системы стабилизации, в особенности для перекомпенсированных рулей.

Укажем, что с учетом шарнирного момента, пропорционального углу отклонения руля, уравнение рулевой машинки по форме совпадает с уравнением (4.55). В случае перекомпенсированных рулей коэффициент a_3 становится стрицательным и устойчивость системы стабилизации значительно ухудшается. Применение отрицательной обратной связи позволяет уменьшить это вредное влияние. Поэтому рулевые машинки, выполненные по схемам рис. 4.36 и рис. 4.40, обычно охватываются жесткой обратной связью.

§ 10. КОРРЕКТИРУЮЩИЕ УСТРОЙСТВА

Корректирующие устройства вводятся в схему автопилота для придания системе стабилизации необходимых динамических и статических качеств.

Корректирующие устройства, используемые в схемах автопилотов, могут быть разбиты на две группы: последовательные и параллельные.

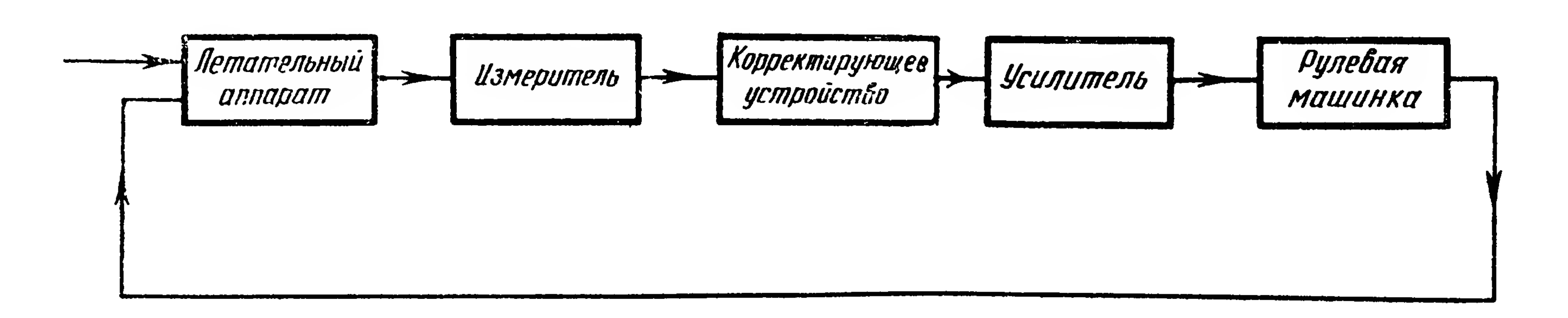


Рис. 4.41. Схема включения последовательного корректирующего устройства

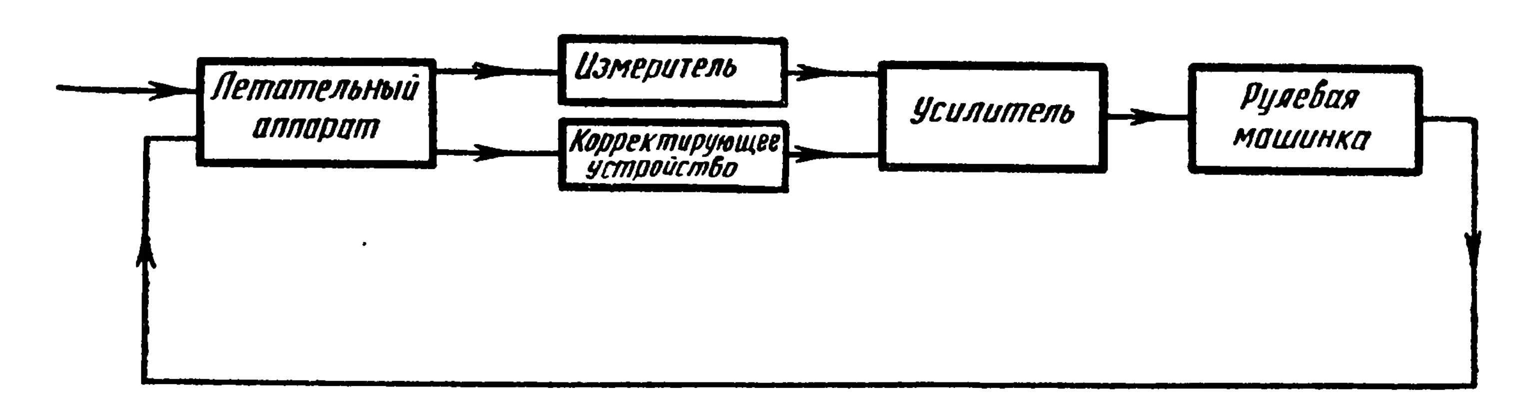


Рис. 4.42. Схема включения параллельного корректирующего устройства в цепь прямой связи

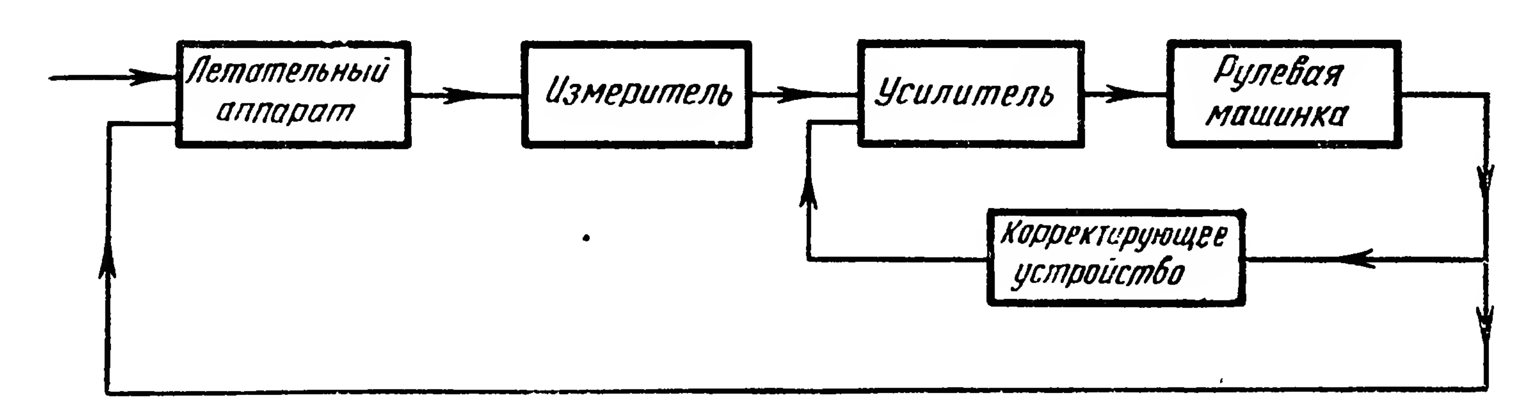


Рис. 4.43. Схема включения параллельного корректирующего устройства в цепь обратной связи

Последовательные корректирующие устройства включаются в основной канал прохождения сигнала последовательно с объектом регулирования. На рис. 4.41 показана типовая схема включения такого устройства. Сигнал, снятый с измерительного элемента, фиксирующего отклонение летательного аппарата от заданного режима полета, подается на корректирующее устройство, в котором осуществляются необходимые преобразования. Чаще всего это преобразование заклю-

чается в добавлении к основному сигналу составляющих, пропорциональных производным или интегралу от входного сигнала.

Параллельные корректирующие устройства включаются в цепи прямых либо обратных связей. На рис. 4.42 показано включение корректирующего устройства в цепь прямой связи параллельно прибору, измеряющему отклонение летательного аппарата от заданного режима. В качестве таких корректирующих устройств обычно используют приборы, измеряющие скорости изменения регулируемой величины или

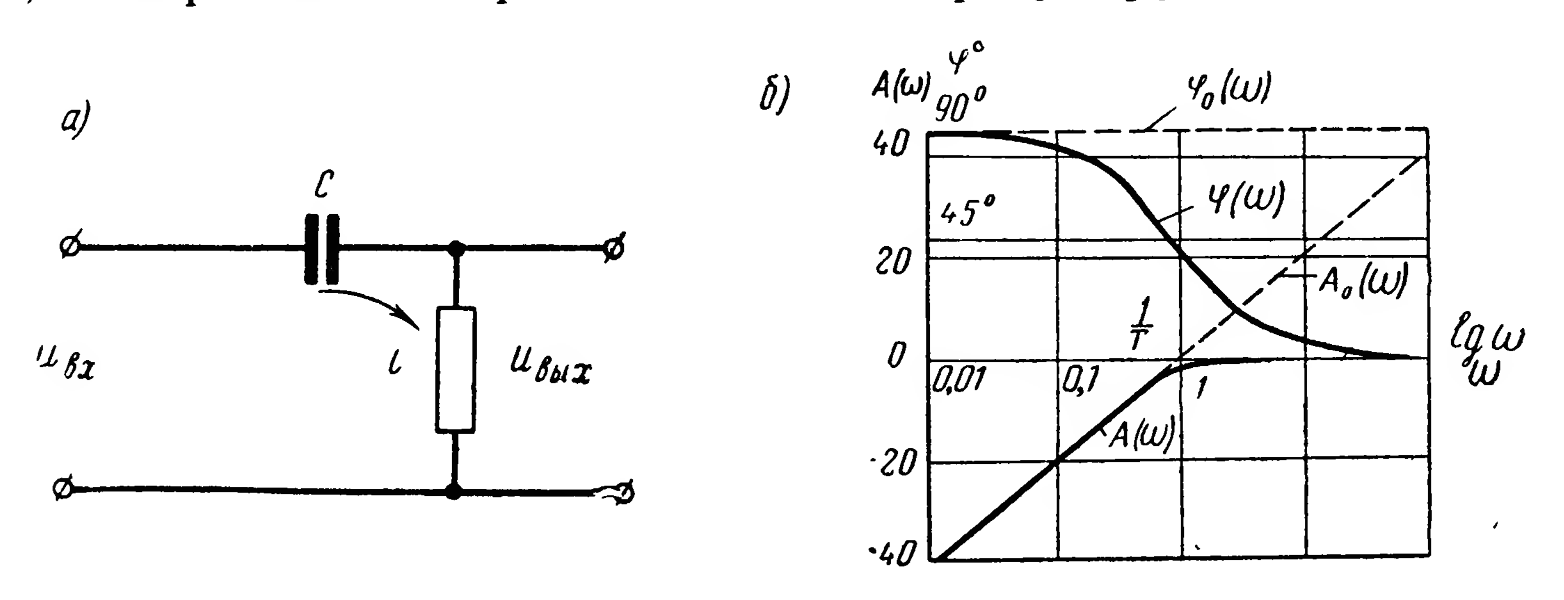


Рис. 4.44. Дифференцирующий контур (*а*) и его логарифмическая частотная характеристика (*б*)

ее ускорения. В частности, для этой цели широко применяются датчики угловых скоростей, рассмотренные выше.

Корректирующие устройства, включаемые в цепи обратных связей (рис. 4.43), чаще всего выполняются в виде жестких или гибких обратных связей. Для этой цели в зависимости от схемы автопилота используют различные датчики, тахогенераторы, а иногда и более сложные устройства. Существует большое количество разнообразных схем корректирующих устройств, подробно освещенных в литературе*. Поэтому остановимся на описании лишь некоторых электрических устройств, наиболее часто используемых в схемах автопилотов.

Простейшая схема корректирующего устройства приведена на рис. 4.44, *а*. Для этого контура могут быть записаны уравнения:

$$U_{\text{вх}} = Ri + \frac{1}{C}\int i dt; \quad U_{\text{вых}} = Ri,$$

где i — ток в цепи контура.

Исключая промежуточные переменные, находим

$$T\dot{U}_{\text{вых}} + U = T\dot{U}_{\text{вх}},$$

где $T = RC$ — постоянная времени контура.

---

* Основы автоматического регулирования. Под ред. Солодовникова В. В. Т. II. Ч. 2.

Таким образом, на выходе контура, будет сигнал, приближенно равный производной от входного сигнала. Амплитудно-фазовая частотная характеристика контура может быть получена в виде

$$W(j\omega)=\frac{Tj\omega}{Tj\omega+1}=\frac{T\omega}{\sqrt{T^2\omega^2+1}}\,e^{j\,\mathrm{arctg}\frac{1}{T\omega}}.$$

На рис. 4.44, *б* эта характеристика изображена в логарифмическом масштабе. Амплитудная характеристика имеет наклон +20 *дб* на декаду до частоты $\omega=\frac{1}{T}$ и в этой полосе частот контур может рассматриваться как дифференцирующий. (Характеристики идеального дифференцирующего контура показаны пунктиром.)

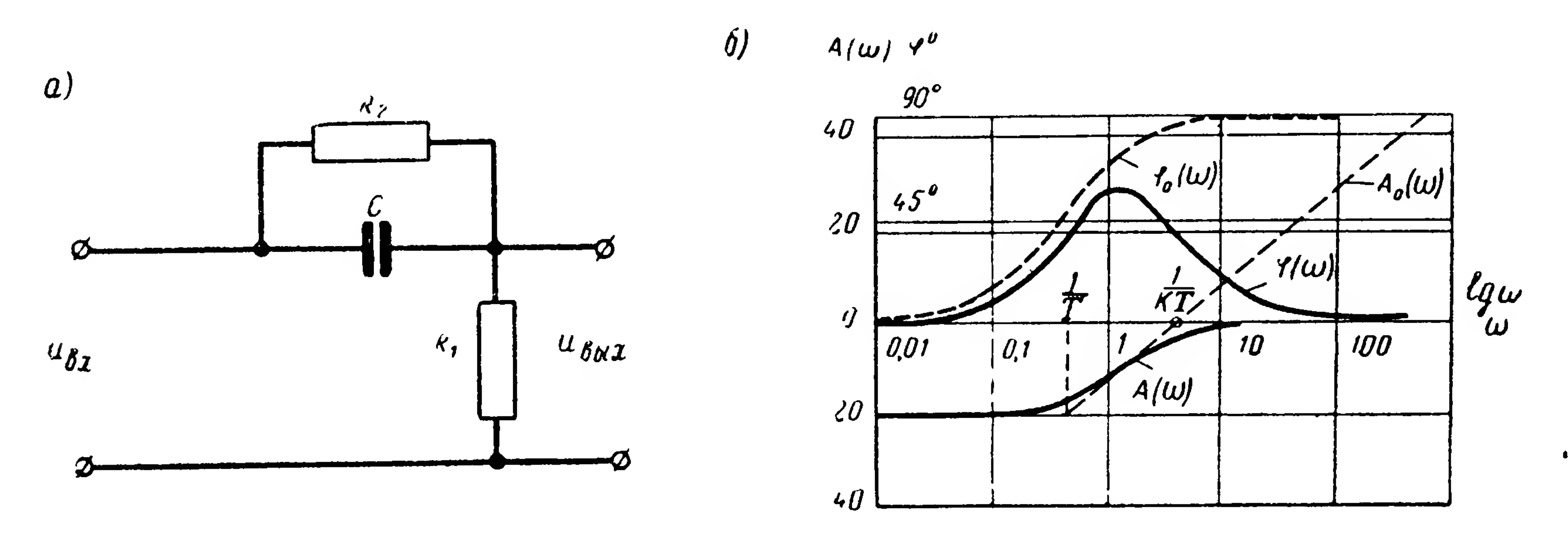


Рис. 4.45. Вариант дифференцирующего контура (*а*) и его логарифмическая частотная характеристика (*б*)

Вследствие того что данное устройство не содержит в выходном сигнале составляющей, пропорциональной входному сигналу, оно может быть применено только в параллельных цепях. Контур, схема которого представлена на рис. 4.45, *а*, может быть использован в качестве последовательного и в качестве параллельного корректирующего устройства. Связь между входным и выходным напряжениями выражается здесь уравнением

$$kT\dot{U}_{вых}+U_{вых}=kT\dot{U}_{вх}+kU_{вх},$$

где

$$k=\frac{R_1}{R_1+R_2},\quad T=R_2C$$

и в выходном сигнале содержится составляющая, пропорциональная входному сигналу.

Амплитудно-фазовая частотная характеристика контура выражается зависимостью

$$W(j\omega)=\frac{k(Tj\omega+1)}{kTj\omega+1}=k\sqrt{\frac{1+T^2\omega^2}{1+k^2T^2\omega^2}}\cdot e^{j(\mathrm{arctg}\,T\omega-\mathrm{arctg}\,kT\omega)}.$$

Из логарифмических характеристик контура (рис. 4.45, *б*) следует что до частот $\omega = \frac{1}{kT}$ данный контур может рассматриваться как дифференцирующий. (Пунктирными линиями показаны амплитудная $A_0(\omega)$ и фазовая $\varphi_0(\omega)$ характеристики идеального контура.)

На рис. 4.46, *а* представлена распространенная схема двойного дифференцирующего контура. Работа этого контура определяется системой уравнений:

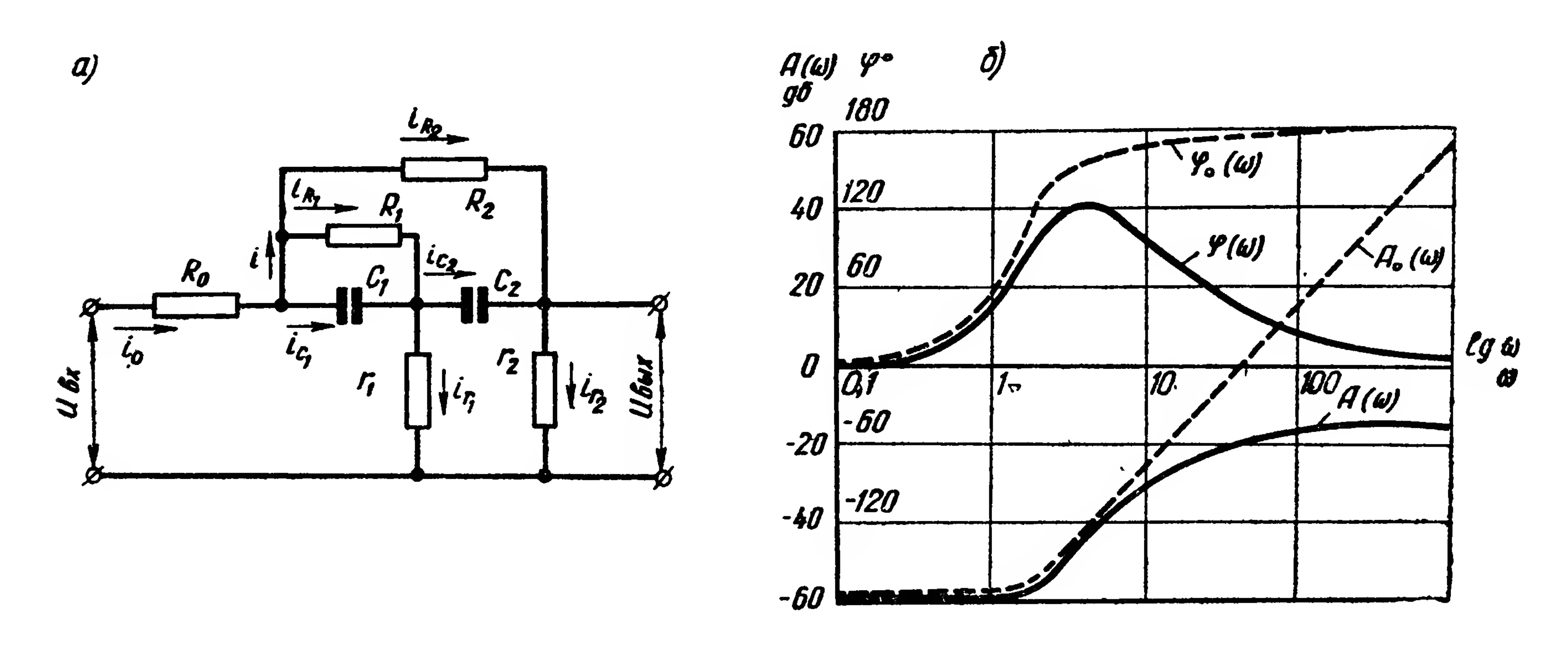


Рис. 4.46. Двойной дифференцирующий контур (*а*) и его логарифмическая частотная характеристика (*б*)

$$i_0 = i + i_{C_1};$$

$$i = i_{R_2} + i_{R_1};$$

$$i_{R_1} + i_{C_1} = i_{C_2} + i_{r_1};$$

$$i_{R_2} + i_{C_2} = i_{r_2};$$

$$U_{\text{вх}} = i_0 R_0 + i_{R_2} R_2 + i_{r_2} r_2;$$

$$i_{C_1} \frac{1}{C_1 p} = i_{R_1} R_1;$$

$$i_{R_1} R_1 + i_{C_2} \frac{1}{C_2 p} = i_{R_2} R_2;$$

$$i_{r_1} r_1 + i_{C_2} \frac{1}{C_2 p} = i_{r_2} r_2.$$

Учитывая также, что

$$i_{r_2} r_2 = U_{\text{вых}},$$

исключая промежуточные переменные, после несложных преобразований находим

$$(T_1^2 p^2 + T_2 p + 1)\, U_{\text{вых}} = k\,(T_3^2 p^2 + T_4 p + 1)\, U_{\text{вх}}, \qquad (4.58)$$

где

$$k = \frac{r_2}{R_2+r_2+R_0\left(1+\frac{R_2+r_2}{R_1+r_1}\right)};$$

$$T_4 = \frac{r_1}{R_1+r_1}\left[R_1(C_1+C_2)+R_2C_2\right];$$

$$T_3^2 = \frac{r_1}{R_1+r_1} R_1R_2C_1C_2;$$

$$T_2 = k\left\{\frac{r_1}{R_1+r_1}\left[R_1(C_1+C_2)+R_2C_2\right]\left(1+\frac{R_0}{r_2}+\frac{R_0}{r_1}\right)+\right.$$
$$\left.+\frac{R_1R_2\left[C_2(r_1+r_2)+C_1(r_1+R_0)\right]}{r_2(R_1+r_1)}\right\};$$

$$T_1^2 = k\frac{r_1}{R_1+r_1}R_1R_2C_1C_2\left[1+\frac{R_0}{r_2}+\frac{R_0}{r_1}\right].$$

На выходе контура имеется сигнал, пропорциональный входному напряжению, его первой и второй производным. Логарифмические характеристики контура представлены на рис. 4.46, *б*. Там же пунктирными линиями изображены амплитудная $A_0(\omega)$ и фазовая $\varphi_0(\omega)$ характеристики идеального дифференцирующего устройства, не имеющего динамических ошибок. Из сравнения соответствующих кривых видно, что при малых частотах характеристики идеального и реального устройств достаточно близки друг к другу.

Несколько реже в автопилотах применяются интегрирующие корректирующие устройства, использование которых обычно улучшает статические свойства системы стабилизации. Схема простейшего интегрирующего контура представлена на рис. 4.47, *а*. Работа схемы определяется системой уравнений:

$$U_{вх} = i(R_1+R_2)+\frac{1}{Cp}i;$$

$$U_{вых} = iR_1+\frac{1}{Cp}i.$$

Исключая ток i, находим

$$T\dot{U}_{вых}+U_{вых} = \tau\dot{U}_{вх}+U_{вх},$$

где

$$T = C(R_1+R_2);\quad \tau = CR_1.$$

Таким образом, на выходе контура имеется сигнал, пропорциональный входному напряжению и интегралу от входного напряжения.

Выражение для амплитудно-фазовой частотной характеристики может быть получено в виде

$$W(j\omega)=\frac{\tau j\omega+1}{Tj\omega+1}=\sqrt{\frac{\tau^2\omega^2+1}{T^2\omega^2+1}}\,e^{j(\mathrm{arctg}\,\tau\omega-\mathrm{arctg}\,T\omega)}.$$

На рис. 4.47, *б* представлены логарифмические амплитудная и фазовая частотные характеристики контура. Там же пунктиром изображены характеристики $A_0(\omega)$ и $\varphi_0(\omega)$ контура, осуществляющего операцию интегрирования идеально.

Из сравнения кривых видно, что для достаточно больших частот $\omega > \frac{1}{T}$ характеристики идеального и реального контуров близки друг к другу.

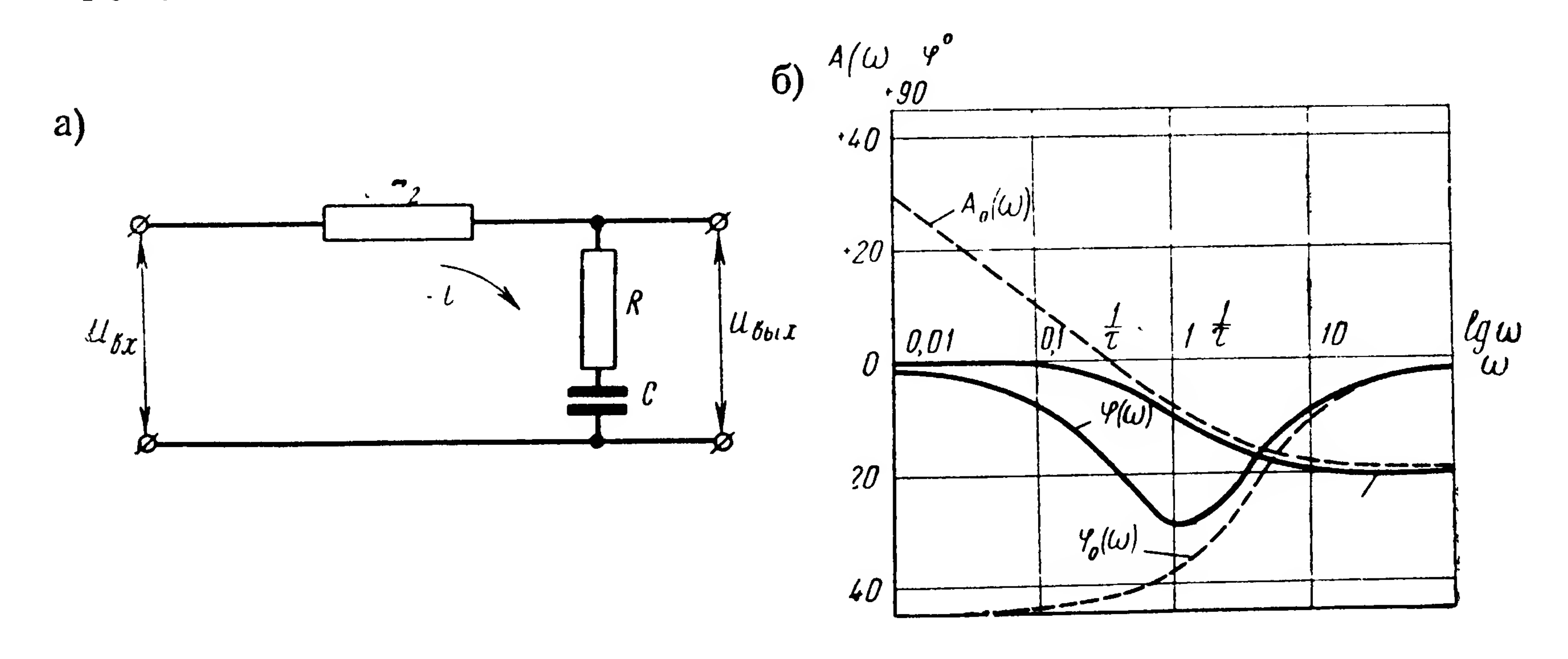


Рис. 4.47. Интегрирующий контур (*а*) и его логарифмическая частотная характеристика (*б*)

При использовании в системе стабилизации интегрирующего корректирующего контура очень часто ухудшаются динамические показатели системы и ее устойчивость. Для компенсации этого явления одновременно с интегрирующим контуром в схему вводятся дифференцирующие контуры. С этой же целью могут быть использованы комбинированные интегро-дифференцирующие устройства, одна из схем которых приведена на рис. 4.48, *а*. Для этой схемы можно записать систему уравнений:

$$U_{вх}=i_{R_1}R_1+iR_2+U_{C_2};$$
$$i_{R_1}R_1=\frac{i_{C_1}}{C_1p};$$
$$i=i_{R_1}+i_{C_1};$$
$$U_{C_2}=\frac{i}{C_2p};$$
$$U_{вых}=iR_2+U_{C_2},$$

где U_{C_2} — падение напряжения на конденсаторе C_2.

После некоторых преобразований получаем

$$\tau_1\tau_2\ddot{U}_{вых}+(\tau_1+\tau_2+R_1C_2)\dot{U}_{вых}+U_{вых}=\tau_1\tau_2\ddot{U}_{вх}+(\tau_1+\tau_2)\dot{U}_{вх}+U_{вх},$$

где

$$\tau_1 = C_1R_1; \quad \tau_2 = C_2R_2.$$

Передаточная функция контура может быть представлена в виде

$$W(p) = \frac{\tau_1\tau_2 p^2 + (\tau_1+\tau_2)p+1}{\tau_1\tau_2 p^2 + (\tau_1\tau_2 + R_1C_2)p+1} = \frac{(1+\tau_1 p)(1+\tau_2 p)}{(1+T_1 p)(1+T_2 p)},$$

где

$$T_1 = \frac{2\tau_1\tau_2}{\tau_1+\tau_2+C_2R_1 - \sqrt{(\tau_1+\tau_2+C_2R_1)^2 - 4\tau_1\tau_2}};$$

$$T_2 = \frac{2\tau_1\tau_2}{\tau_1+\tau_2+C_2R_1 + \sqrt{(\tau_1+\tau_2+C_2R_1)^2 - 4\tau_1\tau_2}}.$$

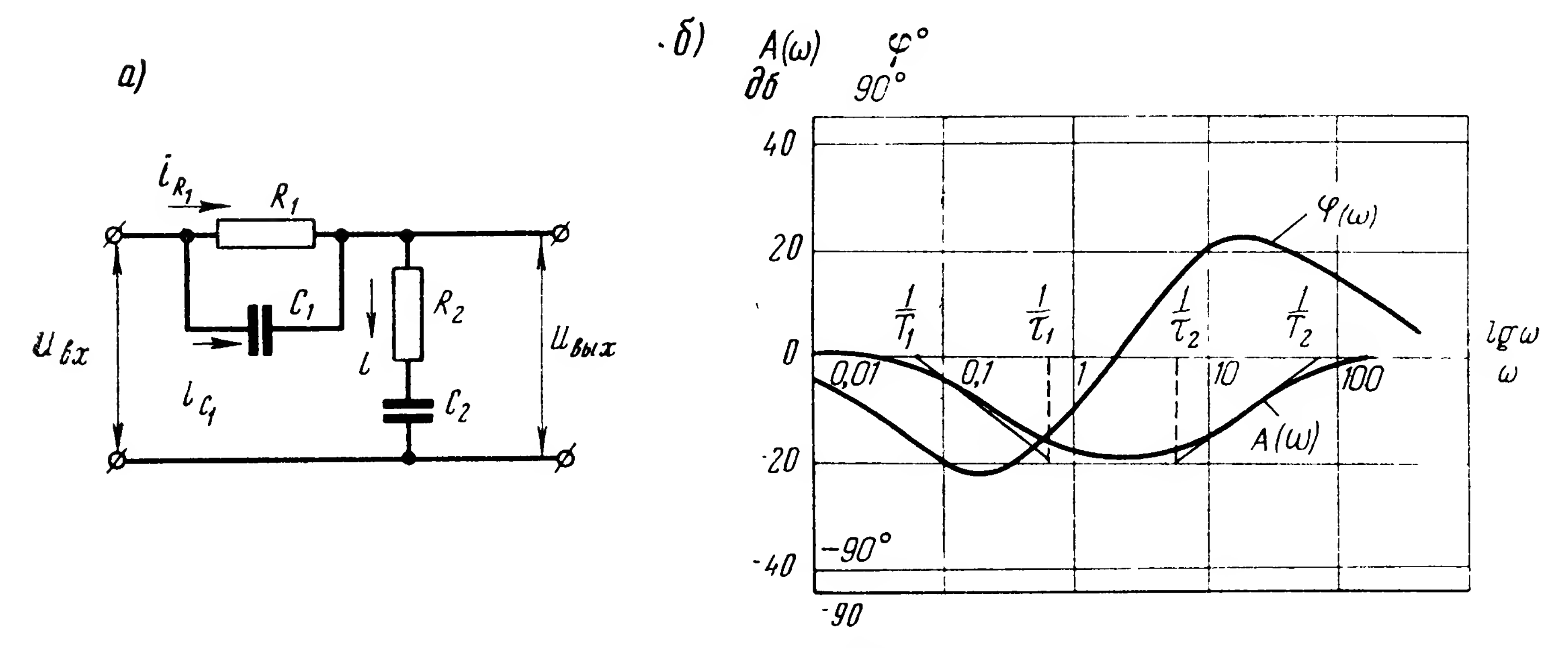


Рис. 4.48. Интегро-дифференцирующий контур (*а*) и его логарифмическая частотная характеристика (*б*)

На рис. 4.48, *б* на основании выражения

$$W(j\omega) = \frac{(1+\tau_1 j\omega)(1+\tau_2 j\omega)}{(1+T_1 j\omega)(1+T_2 j\omega)}$$

построены частотные характеристики контура.

На низких частотах контур ведет себя как интегрирующий, а на высоких частотах как дифференцирующий.

§ 11. ПРИБОРЫ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ЛИНЕЙНЫХ УСКОРЕНИЙ (АКСЕЛЕРОМЕТРЫ)

Акселерометры предназначены для измерения ускорения (перегрузки) центра тяжести летательного аппарата при его движении по траектории. Простейшая схема акселерометра показана на рис. 4.49, *а*. Ось чувствительности прибора располагается вдоль одной из связанных осей летательного аппарата. Акселерометр состоит из массы m,

которая связана с корпусом с помощью пружин $П_1$ и $П_2$. При перемещении корпуса прибора, например, с ускорением $\ddot{y}_1$ масса m, двигаясь с каким-то ускорением $\ddot{y}$, будет перемещаться относительно корпуса прибора. Перемещению массы относительно корпуса препятствует сила, возникающая в результате деформации пружин, и сила, развиваемая демпфером $Д$.

Суммируя силы, действующие по оси oy, получим

$$m\ddot{y} + F_д + F_{пр} = -m\ddot{y}_1,$$

где $F_д$ — сила демпфирования;

$F_{пр}$ — сила, возникающая в результате деформации пружин.

Можно считать приближенно, что

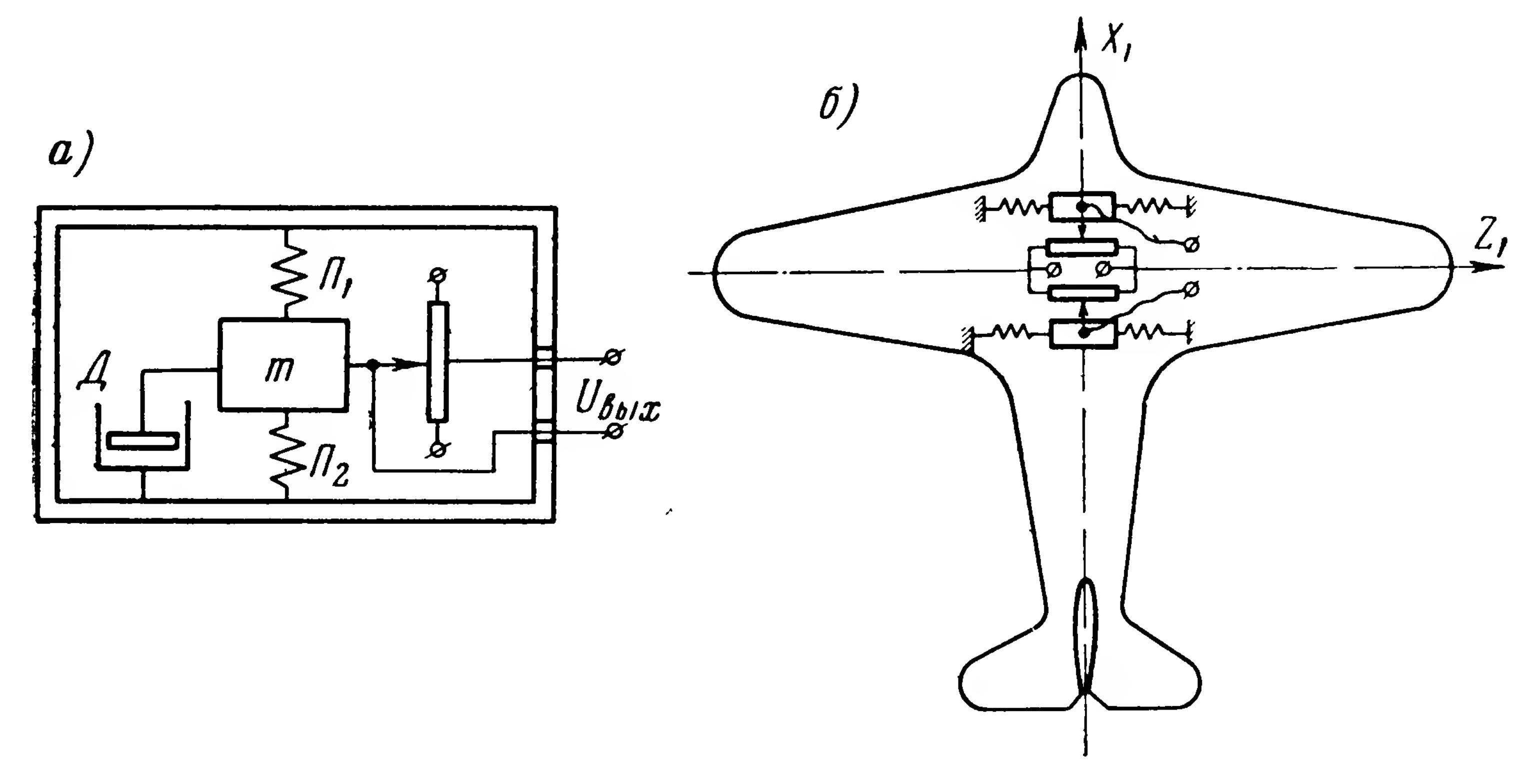


Рис. 4.49. Принципиальная схема акселерометра (*а*) и расположение акселерометров для измерения угловых ускорений (*б*)

$$F_д = k_д\dot{y} \quad \text{и} \quad F_{пр} = k_{пр}y,$$

где $k_д$ — коэффициент демпфирования;

$k_{пр}$ — жесткость пружин.

С учетом последних соотношений уравнение принимает вид

$$m\ddot{y} + k_д\dot{y} + k_{пр}y = -m\ddot{y}_1. \quad (4.59)$$

Таким образом, акселерометр имеет динамические ошибки, определяемые двумя первыми слагаемыми уравнения (4.59). Для выяснения характера этих ошибок предположим, что корпус прибора колеблется по закону

$$y_1 = A\cos\omega t.$$

Тогда

$$m\ddot{y} + k_д\dot{y} + k_{пр}y = mA\omega^2\cos\omega t. \quad (4.60)$$

Введем обозначения

$$2\delta = \frac{k_д}{m}, \quad \omega_п^2 = \frac{k_{пр}}{m}, \quad q = \frac{\omega}{\omega_п}, \quad Q = \frac{\omega_{пр}}{2\delta}.$$

При этих условиях частное решение уравнения (4.60) имеет вид

$$y_в(t) = \frac{Aq^2}{\sqrt{(1-q^2)^2+\frac{q^2}{Q^2}}} \cos(\omega t + \varphi),$$

причем величина φ выражается равенством

$$\varphi = \operatorname{arctg} \frac{q}{Q(1-q^2)}. \qquad (4.61)$$

Если бы рассматриваемый прибор не имел динамических ошибок, то его показания, как это следует из уравнения (4.60), были бы равны

$$y_{ид} = Aq^2 \cos \omega t.$$

Таким образом, реальный прибор имеет ошибки в воспроизведении амплитуды гармонического сигнала, равные

$$\frac{|y|}{|y_{ид}|} = \frac{1}{\sqrt{(1-q^2)^2+\frac{q^2}{Q^2}}},$$

и фазовые ошибки, выражаемые равенством (4.61). К этому необходимо добавить ошибку от собственных колебаний, возникающих в переходном процессе. Динамические ошибки прибора будут достаточно малыми, если

$$q = \frac{\omega_{max}}{\omega_п} = \omega_{max}\sqrt{\frac{m}{k_{пр}}} = 0{,}1 \div 0{,}2;$$

$$Q = \frac{\omega_п}{2\delta} = \frac{\sqrt{k_{пр}m}}{k_д} = 0{,}6 \div 1.$$

Необходимо указать, что конструкция реальных приборов может значительно отличаться от схемы, приведенной на рис. 4.49, способами подвески массы, способами создания силы $F_п$ и другими деталями*.

С помощью рассмотренной выше схемы акселерометра можно измерять также угловые ускорения летательного аппарата. С этой целью используются два акселерометра, соответствующим образом установленные на летательном аппарате.

На рис. 4.49, *б* показано расположение акселерометров, предназначенных для измерения ускорения рыскания. При этом оси чувстви-

* Основы автоматического регулирования. Под ред. Солодовникова В. В. т. I. Ч. 1. Машгиз, 1959. Агейкин Д. И. и др. Руководство по проектированию элементов и систем автоматики. Вып. 2. Оборонгиз, 1959.

тельности акселерометров параллельны оси OZ_1 летательного аппарата. В случае возникновения линейного ускорения вдоль оси OZ_1 при одинаковых параметрах акселерометров и их датчиков сигнал, снимаемый с выхода схемы, равен нулю. При возникновении же углового ускорения на выходе появляется напряжение, пропорциональное этому угловому ускорению.

В ряде случаев акселерометры используются в качестве чувствительного элемента бокового сноса летательного аппарата. При этом для уменьшения влияния на работу прибора других ускорений, например ускорения силы тяжести, акселерометр помещают на площадке, стабилизированной горизонтально. Ось чувствительности акселерометра располагают параллельно оси OZ_1 летательного аппарата.

Контрольные вопросы

1. Из каких основных элементов состоит автопилот? Изобразите взаимодействие этих элементов в виде структурной схемы.
2. Какие требования предъявляются к динамическим характеристикам измерительных элементов автопилота?
3. Перечислите основные типы чувствительных элементов, применяемых в системах автоматической стабилизации.
4. Какие приборы можно применять для измерения углового отклонения летательного аппарата? Укажите их особенности и требования, предъявляемые к ним.
5. Приведите возможные варианты расположения гироскопических приборов на летательном аппарате.
6. Напишите уравнение гироскопического датчика угловой скорости.
7. Как уменьшить динамические ошибки датчика угловой скорости? Изобразите частотные характеристики прибора.
8. Каким путем можно получить сигналы, пропорциональные угловому ускорению летательного аппарата?
9. Сформулируйте требования, предъявляемые к усилителям и промежуточным элементам автопилота.
10. Дайте характеристику усилителям, применяемым в схемах автоматической стабилизации.
11. Какие требования предъявляются к исполнительным элементам автопилота?
12. Укажите область применения электрических рулевых машинок.
13. Как обратные связи и шарнирный момент влияют на динамические характеристики рулевых машинок?
14. Укажите характерные особенности гидравлических рулевых машинок.

15. В чем отличие работы рулевых машинок, показанных на рис. 4.29 и 4.33, при действии на них момента нагрузки?

16. Изобразите принципиальные схемы газовых и пневматических рулевых машинок. Укажите их особенности и область применения.

17. Изобразите схемы электрических корректирующих устройств и приведите их частотные характеристики.

ЛИТЕРАТУРА

Основы автоматического регулирования. Под ред. В. В. Солодовникова. Т. II. Ч. 1. Гл. III, IV, V, VI, VII, IX, XIII, XIV. Т. II. Ч. 2. Гл. XVI и XVII. Машгиз, 1959.

Павлов В. А. Авиационные гироскопические приборы. Гл. III, IV, VI, VII, VIII. Оборонгиз, 1954.

Фридлендер Г. О., Козлов М. С. Авиационные гироскопические приборы. Гл. II, III, IV, V, VI, VII. Оборонгиз, 1961.

Колосов С. П. Элементы авиационных автоматических устройств. Гл. VI, IX, XI, XVII, XVIII, XIX, XX, XXI, XXII. Оборонгиз, 1958.

Литвин-Седой М. З. Гидравлический привод в системах автоматики. Гл. I. II, III. Машгиз. 1956.

Холзунов А. Г. Основы расчета пневматических приводов. Гл. II, III. Машгиз, 1959.

Горская Н. С., Крутова И. Н., Рутковский В. Ю. Динамика нелинейных сервомеханизмов. Гл. I. Академиздат, 1959.

Браславский Д. А., Логунов С. С., Пельпор Д. С. Расчет и конструкция авиационных приборов. Гл. XII, XIII, XIV, XIX, XX, XXI. Оборонгиз, 1954.

Фридлендер Г. О., Селезнев В. П. Пилотажные манометрические приборы, компасы и автоштурманы. Гл. II, III, IV. Оборонгиз, 1953.

Стрелков С. П. Введение в теорию колебаний. Гл. IV. ГИТТЛ, 1950.

Гамынин Н. С. Основы следящего гидравлического привода. Оборонгиз, 1962.

Гукайло Я. Е., Федоров С. М. Вибрационные усилители и их применение в следящих системах. «Автоматика и телемеханика», № 10, 1956.

ГЛАВА V

СТРУКТУРНЫЕ СХЕМЫ И ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ — АВТОПИЛОТ

§ 1. СТРУКТУРНАЯ СХЕМА СИСТЕМЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ — АВТОПИЛОТ

Работа автопилота, его точность, быстрота восстановления заданного режима полета, поведение при непрерывно действующих возмущениях будут зависеть от типа и характеристики каждого выбранного элемента и схемы взаимодействия элементов. Оценка всех этих качеств системы летательный аппарат — автопилот может быть произведена следующими способами: чисто экспериментальным путем, моделированием и с помощью расчетов.

При экспериментальном способе исследования системы летательный аппарат—автопилот необходимо наличие конкретного летательного аппарата и автопилота. Способ моделирования базируется на использовании специальных устройств, чаще всего электронных, позволяющих воспроизводить законы движения системы летательный аппарат—автопилот в целом или ее отдельных частей. Расчетный способ состоит в исследовании дифференциальных уравнений, описывающих движение рассматриваемой системы.

При разработке схем и создании конструкции автопилотов практически используются все перечисленные способы. Однако сам ход проектирования систем стабилизации летательных аппаратов обусловливает необходимость применения на первом, предварительном этапе проектирования расчетных способов с последующим уточнением полученных результатов способами моделирования. И лишь после изготовления автопилота и его установки на летательном аппарате становится возможной экспериментальная оценка и окончательная регулировка системы. При использовании расчетного способа и способов моделирования требуется знание дифференциальных уравнений движения исследуемой системы, которые также необходимы при выборе рациональной схемы проектируемого автопилота и оценке его качества. Поэтому первой основной задачей исследования устройств стабилизации летательных аппаратов является составление дифференциальных уравнений движения соответствующей системы летательный аппарат — автопи-

лот, которые в дальнейшем, для краткости, условимся называть просто уравнениями системы летательный аппарат — автопилот.

В связи с тем, что эта система представляет собой совокупность отдельных звеньев, уравнения ее движения будут в первую очередь определяться уравнениями отдельных элементов, входящих в систему автопилота. При этом отметим, что, несмотря на физические и конструктивные разновидности тех или иных звеньев системы летательный аппарат — автопилот, многие из них обладают одинаковыми динамическими свойствами. Поэтому и дифференциальные уравнения, описывающие движение отдельных элементов, во многих случаях оказываются идентичными.

Характер движения системы летательный аппарат — автопилот определяется видом уравнений отдельных ее звеньев и структурной их взаимосвязи независимо от их физического содержания и конструктивного выполнения. Поэтому при составлении уравнений движения и исследовании систем автоматической стабилизации целесообразно составление такой схемы, которая отражала бы именно динамические особенности и взаимосвязь отдельных звеньев.

Такая схема, называемая структурной, состоит из летательного аппарата и всех основных звеньев автопилота, изображаемых схематично. Кроме того, на ней для каждого звена указываются его входные и выходные переменные и связывающие их передаточные функции.

При этом в процессе составления уравнений движения полезна максимальная детализация структурной схемы с указанием всех входящих в автопилот звеньев и соответствующих промежуточных координат. Такая детализация облегчает составление уравнений автопилота. После того как последние получены, возможен переход к более укрупненной структурной схеме, достаточной для анализа системы летательный аппарат — автопилот в целом.

На рис. 5.1, *а* приведена структурная схема автомата стабилизации углового положения летательного аппарата в продольном движении.

В этом случае в качестве регулируемой и выходной переменной летательного аппарата принята величина угла ϑ тангажа. Отклонения угла тангажа измеряются гироскопом, после чего на выходе суммирующего устройства создается сигнал, зависящий от указанных отклонений ϑ и их производной $\dot{\vartheta}$, полученной с помощью дифференцирующего устройства. Выработанный сигнал, будучи усилен, управляет через рулевую машинку рулем высоты, определяя необходимые его отклонения $\delta_в$. Показанная цепь обратной связи добавляет на вход усилителя сигнал, зависящий от угла $\delta_в$ поворота руля.

В схеме стабилизации бокового движения самолета (рис. 5.1, *б*) осуществляется одновременное воздействие на рули направления и элероны. Необходимые сигналы вырабатываются путем измерения углов рыскания ψ, крена γ и их производных с последующим распределением в преобразующем устройстве по различным органам управления.

12 Заказ 272

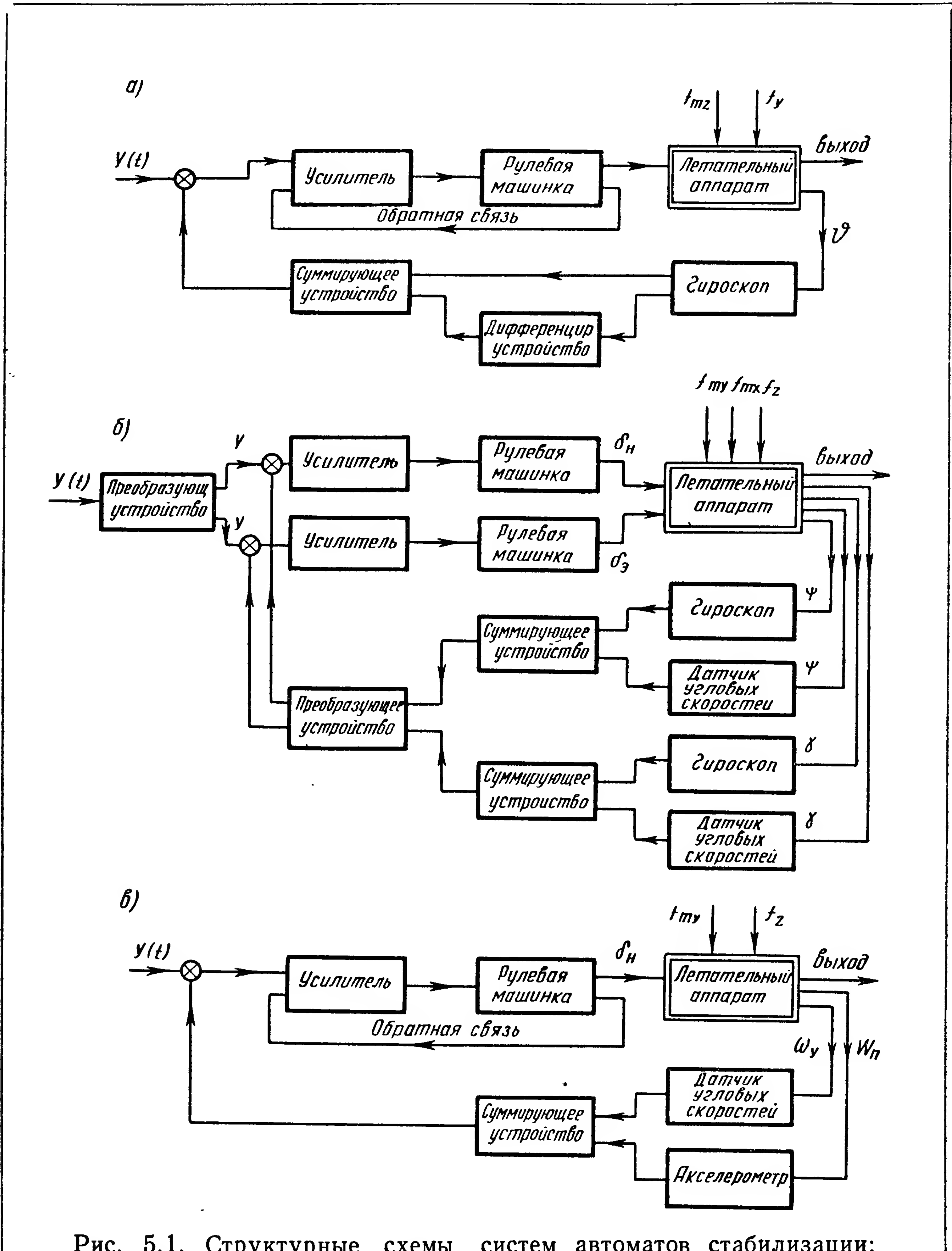


Рис. 5.1. Структурные схемы систем автоматов стабилизации: *а* — продольного движения; *б* — бокового движения; *в* — управляемого снаряда

На рис. 5.1, *в* представлена типичная схема автомата стабилизации (контура стабилизации) управляемого снаряда. Угол $\delta_н$ отклонения руля определяется сигналом, зависящим от угловой скорости ω_y и нормального ускорения W_n снаряда. Автомат содержит также и обратную связь.

Во всех трех примерах указаны управляющие воздействия $y(t)$. Место ввода воздействий $y(t)$ показано условно, так как во многих случаях добавление указанного сигнала осуществляется совместно с суммированием других сигналов автопилота (чаще всего с помощью усилителя, играющего одновременно и роль суммирующего устройства). Наиболее распространенным является способ введения $y(t)$ на вход устройства, суммирующего показания измерительных приборов, т. е. на вход промежуточно-усилительных элементов.

В некоторых случаях (рис. 5.1,*б*) необходимо предварительное преобразование управляющего воздействия, которое может осуществляться как внутри, так и вне самого автомата стабилизации.

Составленная структурная схема дает возможность установить количество и типы входящих звеньев, выбрать входные и выходные координаты. Кроме того, она облегчает определение передаточных функций рассматриваемой системы летательный аппарат — автопилот по передаточным функциям ее составных частей.

§ 2. УРАВНЕНИЕ И ПЕРЕДАТОЧНЫЕ ФУНКЦИИ АВТОПИЛОТА

Автоматическая стабилизация летательного аппарата осуществляется воздействием автопилота на определенные органы управления. При этом характер необходимого воздействия определяется изменениями параметров движения летательного аппарата и сигналами управления.

Таким образом, с динамической точки зрения автопилот представляет собой совокупность элементов, назначение которых состоит в определенном преобразовании информации о движении аппарата и сигналов управления в соответствующие отклонения органов управления. Отсюда следует, что, какой бы ни была внутренняя структура автопилота, его следует рассматривать в целом как динамическое звено, для которого указанные параметры движений и управляющие сигналы являются входными переменными, а отклонения органов управления — выходными.

В качестве входных переменных прежде всего выбираются те параметры движения, изменение которых по определенным законам составляет задачу данной системы автоматизации. Так, например, при стабилизации курса летательного аппарата — его курсовой угол, при стабилизации высоты полета — изменения высоты и т. п.

Кроме того, во многих случаях необходимо введение параметров, способствующих повышению качества работы системы стабилизации. Так, например, при управлении углом тангажа оказывается полезным

введение угла атаки, при стабилизации курса — введение сигналов зависящих от угла крена, и т. п.

И, наконец, на основании тех же соображений повышения качества может потребоваться введение значений производных или иных функций от входных переменных.

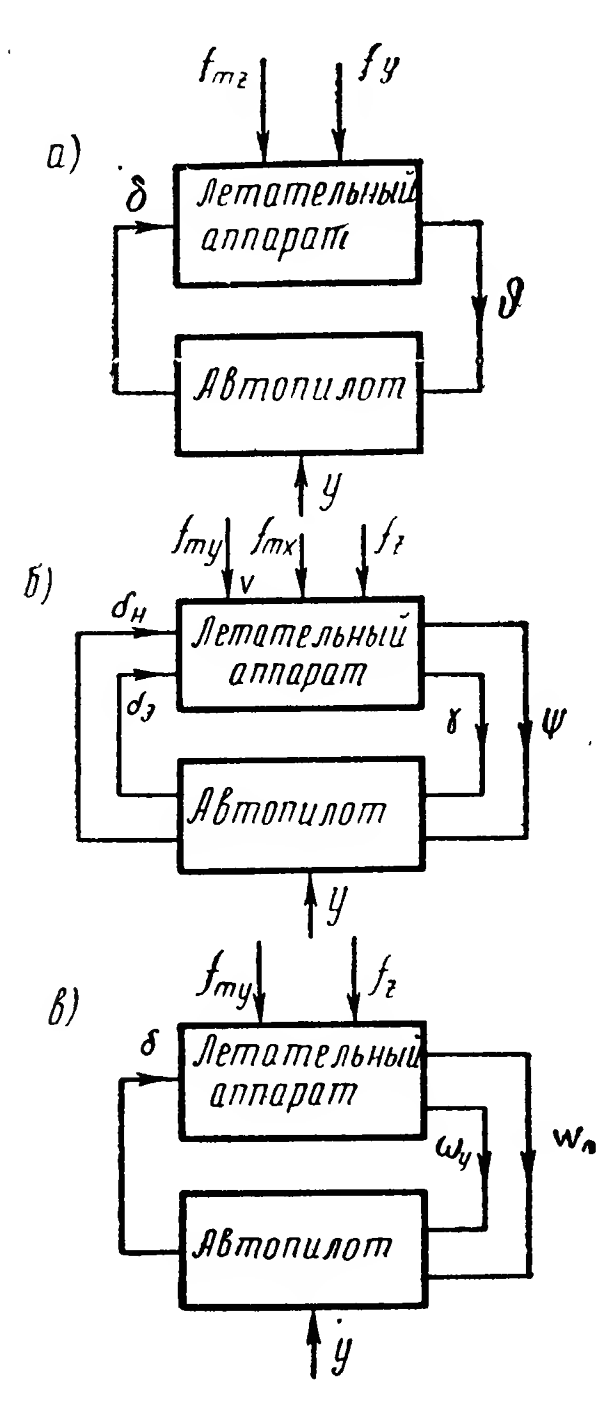


Рис. 5.2. Укрупненные структурные схемы систем автоматической стабилизации:

а — продольного движения; *б* — бокового движения; *в* — движения бокового сноса

Выходные координаты определяются способом управления регулируемым движением летательного аппарата. Там, где это возможно, стремятся достичь решения задачи воздействием лишь на один какой-либо орган управления. В этом простом случае автопилот имеет одну выходную координату — отклонение δ соответствующего органа управления. В другом случае приходится использовать координированное управление несколькими органами, имея дело с несколькими выходными переменными.

Переход от совокупности уравнений отдельных звеньев к одному уравнению автопилота позволяет упростить последующие выкладки, а самое главное, выявляет минимальное число параметров автопилота, влияющих на качество процесса автоматической стабилизации. Последнее же делает более наглядной картину влияния на указанный процесс структуры и параметров автопилота.

Соответственно может быть укрупнена и структурная схема системы в целом. На рис. 5.2 приведены укрупненные схемы, соответствующие примерам систем стабилизации, рассмотренным выше (см. рис. 5.1).

Уравнение, связывающее выходную переменную автопилота δ с входными параметрами движения и сигналами управления, называется уравнением автопилота Для его получения необходимо рассмотреть многоконтурную систему, какой в общем случае является автопилот, и из соответствующих уравнений исключить все промежуточные переменные.

В общем случае это уравнение может быть записано в виде

$$\Phi(\delta_1, \delta_2) = F(\vartheta, \alpha, \Theta, V \ldots).$$

Автопилоты общей схемы практически не используются и предназначаются лишь для автоматизации некоторых отдельных движений летательного аппарата.

Так, например, для автомата стабилизации продольного движения (рис. 3.2, *б*) в общем случае, полагая, что управление осуществляется рулем высоты, можем записать

$$D(p)\overset{\circ}{\delta_B} = F(\vartheta,\ \Theta,\ \alpha,\ V,\ H,\ \delta_B,\ y).$$

Если функция F нелинейна, автопилот называется нелинейным. В случае линейности правая часть, как и левая, может быть представлена в операторной форме:

$$D_1(p)\delta_B = m_\vartheta(p)\vartheta + m_\Theta(p)\Theta + m_V(p)V + \\ + m_н(p)H + m_{\delta_B}(p)\delta_B + m_y(p)y, \quad (5.1)$$

где $m(p)$ — операторные многочлены обычно не выше второй степени.

Отметим, что слагаемое $m_{\delta_B}(p)\delta_B$ обусловливается наличием в автопилоте обратной связи, обычно идущей от выхода рулевой машинки к входу промежуточно-усилительного элемента.

Аналогично для автопилота бокового движения летательного аппарата можно записать

$$D_2(p)\delta_н = m_\psi(p)\psi + m_\gamma(p)\gamma + m_\beta(p)\beta + \\ + m_{\Delta l}(p)\Delta l + m_{\delta_н}(p)\delta_н + m_y(p)y; \quad (5.2)$$

$$D_3(p)\delta_э = n_\psi(p)\psi + n_\gamma(p)\gamma + n_\beta(p)\beta + n_{\Delta l}(p)\Delta l + \\ + m_{\delta_э}(p)\delta_э + m_y(p)y.$$

В частности, для автопилотов, осуществляющих раздельную стабилизацию движений рыскания и крена, соответственно будем иметь

$$D_2(p)\delta_н = m_\psi(p)\psi + m_\beta(p)\beta + m_{\Delta l}(p)\Delta l + \\ + m_{\delta_н}(p)\delta_н + m_y(p)y; \quad (5.3)$$

$$D_3(p)\delta_э = m_\gamma(p)\gamma + m_{\delta_э}(p)\delta_э + m_y(p)y.$$

Учитывая, что уравнение

$$D(p)\delta = 0$$

определяет собственные движения автомата, можем заключить, что многочлен $D(p)$ характеризует собственные динамические свойства автопилота, в частности вносимые последним динамические погрешности.

Правая часть уравнения автопилота выражает так называемый закон регулирования; очевидно, что именно структура уравнения автопилота определяет его воздействие на летательный аппарат и, следовательно, поведение системы летательный аппарат — автопилот.

Что касается вида полиномов $m(p)$, то в практике автоматической стабилизации их порядок не превышает второго, так что

$$m(p) = k + k_1 p + k_2 p^2.$$

Это объясняется тем, что измерение более высоких производных от регулируемых величин сопровождается, как правило, значительными динамическими погрешностями, что не повышает качества системы стабилизации. Кроме того, введение высших производных повышает восприимчивость системы к непрерывно действующим высокочастотным возмущениям.

В отдельных случаях может быть введена величина, зависящая от интеграла регулируемой величины, так что в $m(p)$ входит слагаемое вида $\frac{k}{p}$.

Функция $m_y(p)$ определяется видом, местом и способом ввода управляющего сигнала $y(t)$.

Основными задачами теории и практики автоматической стабилизации являются выбор закона регулирования, структуры автопилота, при которой обеспечивается реализация этого закона, и определение необходимых значений параметров автомата.

Некоторые типы автопилотов можно рассматривать исходя из принятой формы уравнений движения. Здесь следует остановиться на классификации их по виду левой части уравнения, определяющей собственные динамические свойства автопилота. Учитывая практику использования автопилотов, можно различать два основных типа — статический и астатический.

В статическом автопилоте каждому значению входного сигнала отвечает одно определенное значение выходной переменной δ. Особенностью оператора $D(p)$ в этом случае является наличие слагаемого, не содержащего p. В задачах автоматической стабилизации принято в целях упрощения ограничиваться в выражении $D(p)$ второй степенью (а иногда и первой) p, в соответствии с чем $D(p)$ может иметь один из следующих видов:

$$D(p) = Tp + 1;$$

$$D(p) = (T^2p^2 + 2\xi Tp + 1).$$

В астатическом автопилоте каждому значению сигнала может отвечать множество значений выходной переменной. В случае астатизма первого порядка, который и встречается обычно в автопилотах, входной сигнал однозначно определяет значения первой производной от выходной переменной.

Особенность оператора $D(p)$ состоит в отсутствии слагаемых, содержащих p в степени ниже, чем первая. Таким образом, в случае астатического автопилота

$$D(p) = (Tp + 1)\,p;$$

$$D(p) = (T^2p^2 + 2\xi Tp + 1)\,p.$$

Фигурирующие постоянные T и ξ характеризуют динамические ошибки автопилота, выражающиеся в запаздывании и искажении входных сигналов.

В том случае, если они равны нулю, автопилот называется идеальным и можно записать:

$D\,(p) = 1$ — для статического автопилота;

$D\,(p) = p$ — для астатического автопилота.

Изменения в структуре автопилота находят свое отражение в правой части уравнения. Так, например, вид полинома $m_\delta\,(p)$ определяет тип применяемой обратной связи. В частности, имеем:

$m_\delta\,(p) = -k_\delta$ — жесткая обратная связь;

$m_\delta\,(p) = -k_\delta\,p$ — гибкая обратная связь.

Другие возможные особенности будут рассмотрены ниже при изучении конкретных задач автоматической стабилизации.

Так же, как и уравнения любого динамического звена, уравнения автопилота могут быть представлены в виде передаточных функций. С этой целью достаточно уравнение автопилота разделить на $D\,(p)$.

Тогда для выходной переменной автопилота, например продольной стабилизации, будем иметь

$$\delta = K_\vartheta\,(p)\,\vartheta + K_\Theta\,(p)\,\Theta + K_\alpha\,(p)\,\alpha + K_\text{н}\,(p)\,H + K_V\,(p)\,V +$$

$$+ K_\delta\,(p)\,\delta + K_y\,(p)\,y,$$

где $K\,(p)$ — соответствующие передаточные функции для выхода δ по отношению к каждой из фигурирующих входных переменных.

Так же, как и в рассмотренных выше случаях летательного аппарата (см. гл. III, § 1) и основных элементов автопилота (см. гл. IV, § 2—10), передаточные функции позволяют определять реакцию автопилота на изменение любой из входных координат.

В частности, с помощью тех же приемов могут быть построены частотные характеристики $W\,(j\omega)$ автопилота по отношению к каждой из указанных входных переменных.

Приведем для примера уравнение автопилота, отвечающее рассмотренным выше структурным схемам:

для автомата продольной стабилизации (рис. 5.1, *а*)

$$\delta_\text{В} = K_\vartheta\,(p)\,\vartheta + K_\delta\,(p)\,\delta_\text{В} + K_y\,(p)\,y;$$

для автопилота бокового движения (рис. 5.1, *б*)

$$\delta_\text{н} = K_\psi^\text{н}\,(p)\,\psi + K_\gamma^\text{н}\,(p)\,\gamma + K_y^\text{н}\,(p)\,y;$$

$$\delta_\text{э} = K_\psi^\text{э}\,(p)\,\psi + K_\gamma^\text{э}\,(p)\,\gamma + K_y^\text{э}\,(p)\,y;$$

для автомата стабилизации управляемого снаряда (рис. 5.1, *в*)

$$\delta = pK_{\psi}(p)\psi + K_{\delta}(p)\delta + K_{п}(p)n + K_{y}(p)y.$$

Подробно вопрос составления уравнений автопилота будет рассмотрен ниже.

§ 3. УРАВНЕНИЯ И ПЕРЕДАТОЧНЫЕ ФУНКЦИИ СИСТЕМЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ — АВТОПИЛОТ

Уравнения системы летательный аппарат — автопилот складываются из уравнений отдельных звеньев, объединяемых по определенным правилам в единую систему взаимосвязанных уравнений. Для того чтобы выяснить основные принципы составления уравнений этой системы, рассмотрим структурную схему такой системы (см. гл. V, §1).

Основной составной частью указанной системы является летательный аппарат и соответственно исходным материалом для составления уравнений служат уравнения его движения. В целях упрощения исследования движения летательного аппарата уравнения могут быть разделены на две независимые системы (2.6) и (2.8), описывающие соответственно его продольное и боковое движения. И, наконец, в наиболее простой и приемлемой для расчетов форме указанные движения летательного аппарата могут быть расчленены на продольное, курсовое и креновое, описываемые соответственно уравнениями (2.11), (2.15) и (2.16).

В рассматриваемых условиях, когда уравнения летательного аппарата и автопилота приближенно предполагаются линейными, наиболее целесообразной формой записи основных соотношений является форма передаточных функций. В связи с тем, что решение основных задач теории и практики автоматической стабилизации связано с нахождением реакции системы на изменения управляющих и возмущающих воздействий, уравнения системы должны связывать регулируемые переменные и указанные воздействия. Введением передаточных функций можно выразить каждую из интересующих нас переменных через воздействия на систему и соответствующие передаточные функции.

Рассмотрим способы получения таких выражений для одноконтурной и многоконтурной систем стабилизации. В одноконтурной системе осуществляется воздействие на один орган управления и используются сигналы, зависящие от одной из регулируемых переменных летательного аппарата (рис. 5.3). Предположим, что единственное управляющее воздействие $y(t)$ вводится непосредственно, т. е. $m_y(p)=1$.

В этом случае основными составными частями системы являются летательный аппарат, описываемый соответствующими передаточными функциями $W(p)$, и автопилот с передаточной функцией $K(p)$. Последний состоит из двух последовательно включенных цепей, характеризуемых передаточными функциями $K^{I}(p)$ и $K^{II}(p)$. При этом, очевидно,

$K^{I}(p) \cdot K^{II}(p) = K(p)$. Указанное разделение структуры автопилота определено методом ввода управляющего воздействия $y(t)$.

Для каждой из приведенных составных частей можем записать (рис. 5.3):

$$x = W_x^{\delta}(p)\,\delta + W_x^{f}(p)\,f;$$

$$x' = K^{I}(p)\,x;$$

$$\delta = K^{II}(p)\,z,$$

где $W_x^{\delta}(p)$ и $W_x^{f}(p)$ — передаточные функции летательного аппарата для переменной x соответственно по управляющему (δ) и возмущающему (f) воздействиям (см. гл. III, § 1).

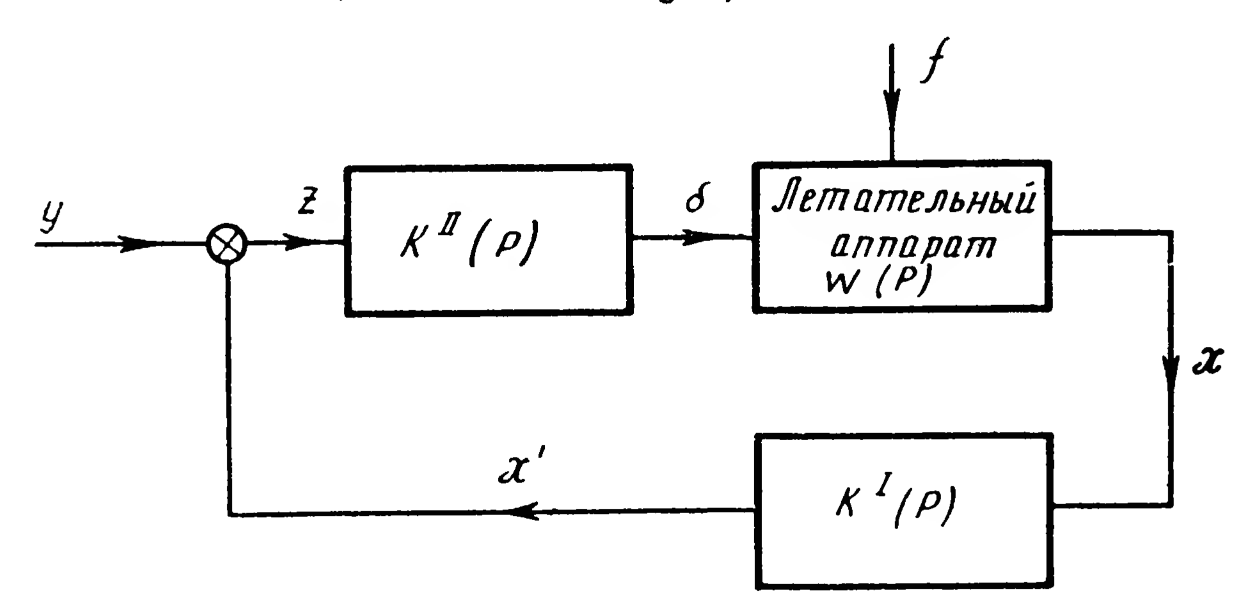


Рис. 5.3. Структурная схема одноконтурной системы стабилизации

Для получения действительной системы стабилизации необходимо замкнуть систему, производя соединения, показанные на рис. 5.3. Такая операция соответствует следующему условию:

$$z = y - x'.$$

Выполнение этих условий отражает основные принципы, используемые при составлении уравнений замкнутых систем автоматического регулирования: принцип замкнутости системы и направленности действия ее составных частей.

Исключим теперь из полученных четырех соотношений все промежуточные переменные, кроме интересующих нас x, y и f.

В результате будем иметь

$$x = \frac{W_x^{\delta}(p)\,K^{II}(p)}{1+W_x^{\delta}(p)\,K(p)}\,y + \frac{W_x^{f}(p)}{1+W_x^{\delta}(p)\,K(p)}\,f. \tag{5.4}$$

Или, если ввести обозначения

$$Y(p) = \frac{W_x^{\delta}(p)\,K^{II}(p)}{1+W_x^{\delta}(p)\,K(p)}; \tag{5.5}$$

$$\Phi(p) = \frac{W_x^f(p)}{1+W_x^\delta(p) K(p)} ; \tag{5.6}$$

то получим

$$x = Y(p) y + \Phi(p) f. \tag{5.7}$$

Последнее соотношение и является искомым уравнением замкнутой системы стабилизации, связывающим интересующую нас переменную x с управляющим y и возмущающим f воздействиями. Входящие функции $Y(p)$ и $\Phi(p)$ представляют собой передаточные функции замкнутой системы для выбранной переменной x по отношению к управляющему и возмущающему воздействиям. Как следует из формул (5.5) и (5.6), эти передаточные функции могут быть определены через передаточные функции отдельных частей системы, рассматриваемых в разомкнутом состоянии.

Выражение (5.7) будем в дальнейшем использовать как основное при решении задач стабилизации и управления для автопилотов рассматриваемой структуры.

При решении тех же задач иногда целесообразно располагать аналогичным соотношением, но выражающим ошибку воспроизведения летательным аппаратом изменений управляющего сигнала $y(t)$.

Предположим, что при управлении летательным аппаратом требуемое соответствие между x и y определяется выражением

$$x^* = H(p) y, \tag{5.8}$$

где $H(p)$ — оператор, отражающий вид необходимого преобразования.

Например, если выходная координата x должна повторять без искажений сигнал $y(t)$,

$$H(p) = c;$$

в случае, если пропорциональной входному сигналу должна быть скорость изменения координаты,

$$H(p) = \frac{c}{p}.$$

Введем ошибку ε системы, определяемую как

$$\varepsilon = x - x^*,$$

и найдем выражение для переменной ε. Подставляя с этой целью в последнее равенство выражения (5.7) и (5.8), получим

$$\varepsilon = \frac{-W_x^\delta(p) K^{II}(p)[1-H(p) K^{I}(p)] + H(p)}{1+W_x^\delta(p) K(p)} y - \frac{W_x^f(p)}{1+W_x^\delta(p) K(p)} f$$

или

$$\varepsilon = Y_\varepsilon(p) y - \Phi(p) f,$$

где

$$Y_{\varepsilon}(p) = -\frac{W_x^{\delta}(p) K^{\mathrm{II}}(p)[1-H(p) K^{\mathrm{I}}(p)]+H(p)}{1+W_x^{\delta}(p) K(p)}$$

передаточная функция замкнутой системы для ошибки по отношению к управляющему воздействию $y(t)$.

Рассмотрим случай многоконтурной системы с перекрестными связями и использованием нескольких выходных переменных летательного аппарата в качестве регулируемых параметров. Рассмотрим систему, структурная схема которой приведена на рис. 5.4.

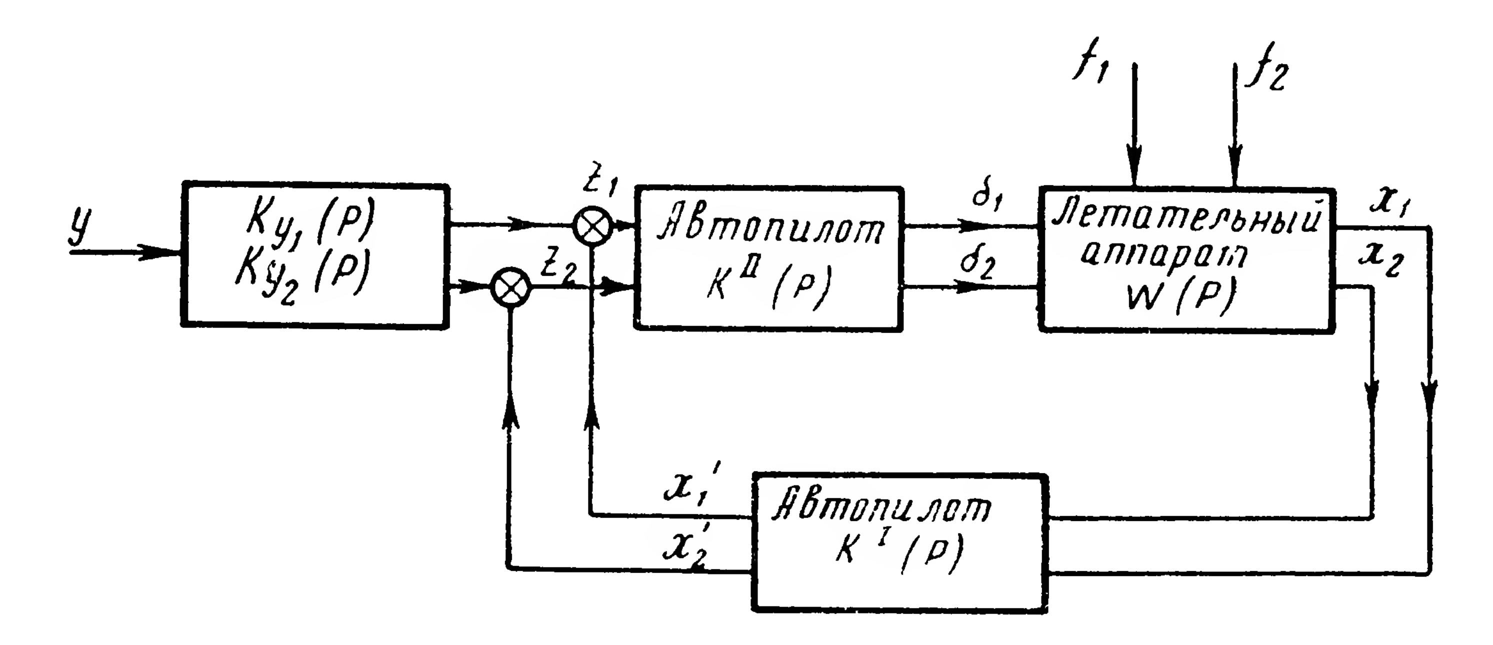


Рис. 5.4. Структурная схема системы стабилизации с перекрестными связями

Предположим, что число регулируемых параметров равно двум, так же как и число возмущающих воздействий; наличие обратных связей учтено при составлении передаточных функций второй части автопилота.

Имея в виду, что при наличии перекрестных связей и нескольких регулирующих органов метод передаточных функций оказывается менее удобным, так как приводит к излишне сложным построениям, будем исходить непосредственно из уравнений движения летательного аппарата и автопилота.

Полагая, что промежуточные переменные исключены, для летательного аппарата можем записать

$$d_{11}(p) x_1 + d_{12}(p) x_2 = d_{13}(p) \delta_1 + d_{14}(p) \delta_2 + n_{11}(p) f_1 + n_{12}(p) f_2;$$
$$d_{21}(p) x_1 + d_{22}(p) x_2 = d_{23}(p) \delta_1 + d_{24}(p) \delta_2 + n_{21}(p) f_1 + n_{22}(p) f_2,$$

для первой части автопилота

$$d_1^{\mathrm{I}}(p) x_1' = m_{11}^{\mathrm{I}}(p) x_1 + m_{12}^{\mathrm{I}}(p) x_2;$$
$$d_2^{\mathrm{I}}(p) x_2' = m_{21}^{\mathrm{I}}(p) x_1 + m_{22}^{\mathrm{I}}(p) x_2,$$

для элемента сравнения

$$z_1 = K_1(p)\,y - x_1';$$

$$z_2 = K_2(p)\,y - x_2',$$

и для второй части автопилота

$$d_1^{\mathrm{II}}(p)\,\delta_1 = m_{11}^{\mathrm{II}}(p)\,z_1 + m_{12}^{\mathrm{II}}(p)\,z_2;$$

$$d_2^{\mathrm{II}}(p)\,\delta_2 = m_{21}^{\mathrm{II}}(p)\,z_1 + m_{22}^{\mathrm{II}}(p)\,z_2.$$

Для получения интересующих нас уравнений, связывающих каждую из регулируемых переменных с возмущающими и управляющими воздействиями, исключим из уравнений все остальные переменные. В результате получим

$$x_i = Y_i(p)\,y + \varphi_{i1}(p)\,f_1 + \varphi_{i2}(p)\,f_2, \quad (i = 1{,}2) \tag{5.9}$$

где $Y(p)$; $\Phi(p)$—соответствующие передаточные функции замкнутой системы, которые определяются следующими выражениями:

$$Y_1(p) = \frac{1}{\Delta(p)} \left| \begin{matrix} d_2^{\mathrm{II}} d_{13} m_{11}^{\mathrm{II}} d_1^{\mathrm{I}} k_1 + d_{13} m_{12}^{\mathrm{II}} d_2^{\mathrm{I}} d_2^{\mathrm{II}} K_2 + d_{14} d_1^{\mathrm{II}} d_1^{\mathrm{I}} m_{21}^{\mathrm{II}} K_1 + \\ + d_{14} d_1^{\mathrm{II}} d_2^{\mathrm{I}} K_2; \\ d_2^{\mathrm{II}} d_{23} m_{11}^{\mathrm{II}} d_1^{\mathrm{I}} K_1 + d_{23} m_{12}^{\mathrm{II}} d_2^{\mathrm{I}} d_2^{\mathrm{II}} K_2 + d_{24} d_1^{\mathrm{II}} d_1^{\mathrm{I}} m_{21}^{\mathrm{II}} K_1 + \\ + d_{24} d_1^{\mathrm{II}} d_2^{\mathrm{I}} m_{22}^{\mathrm{II}} K_2; \end{matrix} \right.$$

$$\left. \begin{matrix} d_1^{\mathrm{I}} d_2^{\mathrm{I}} d_2^{\mathrm{II}} d_1^{\mathrm{II}} d_{12} + d_1^{\mathrm{II}} d_{14} m_{21}^{\mathrm{II}} m_{12}^{\mathrm{I}} + d_1^{\mathrm{II}} d_{14} m_{22}^{\mathrm{II}} m_{22}^{\mathrm{I}} + \\ + d_2^{\mathrm{II}} d_{13} m_{11}^{\mathrm{II}} m_{12}^{\mathrm{I}} d_2^{\mathrm{II}} d_{13} m_{12}^{\mathrm{II}} m_{22}^{\mathrm{I}}; \\ d_1^{\mathrm{I}} d_2^{\mathrm{I}} d_1^{\mathrm{II}} d_2^{\mathrm{II}} d_{22} + d_1^{\mathrm{I}} d_{24} m_{21}^{\mathrm{II}} m_{12}^{\mathrm{I}} + d_1^{\mathrm{II}} d_{24} m_{22}^{\mathrm{II}} m_{22}^{\mathrm{I}} + \\ + d_2^{\mathrm{II}} d_{23} m_{11}^{\mathrm{II}} m_{12}^{\mathrm{I}} + d_2^{\mathrm{II}} d_{23} m_{12}^{\mathrm{II}} m_{22}^{\mathrm{I}}; \end{matrix} \right| \tag{5.10}$$

$$Y_2(p) = \frac{1}{\Delta(p)} \left| \begin{matrix} d_1^{\mathrm{II}} d_2^{\mathrm{II}} d_1^{\mathrm{I}} d_{11} + d_1^{\mathrm{II}} d_{14} m_{21}^{\mathrm{II}} m_{11}^{\mathrm{I}} + d_1^{\mathrm{I}} d_{14} m_{22}^{\mathrm{II}} m_{21}^{\mathrm{I}} + \\ + d_2^{\mathrm{II}} d_{13} m_{11}^{\mathrm{II}} m_{11}^{\mathrm{I}} + d_2^{\mathrm{II}} d_{13} m_{12}^{\mathrm{II}} m_{21}^{\mathrm{I}}; \\ d_1^{\mathrm{II}} d_2^{\mathrm{II}} d_1^{\mathrm{I}} d_2^{\mathrm{I}} d_{21} + d_1^{\mathrm{II}} d_{24} m_{21}^{\mathrm{II}} m_{11}^{\mathrm{I}} + d_1^{\mathrm{I}} d_{24} m_{22}^{\mathrm{II}} m_{21}^{\mathrm{I}} + \\ + d_2^{\mathrm{II}} d_{23} m_{11}^{\mathrm{II}} m_{11}^{\mathrm{I}} + d_2^{\mathrm{II}} d_{23} m_{12}^{\mathrm{II}} m_{21}^{\mathrm{I}}; \end{matrix} \right|$$

$$\begin{array}{l} d_2^{II} d_{13} m_{11}^{II} d_1^I K_1 + d_{13} m_{12}^{II} d_2^I d_2^{II} K_2 + d_{14} d_1^{II} d_1^I m_{21}^{II} K_1 + \\ \quad + d_{14} d_1^{II} d_2^I m_{22}^{II} K_2 ; \\ d_2^{II} d_{23} m_{11}^{II} K_1 d_1^I + d_{23} m_{12}^{II} d_2^I d_2^{II} K_2 + d_{24} d_1^I d_1^{II} m_{21}^{II} K_1 + \\ \quad + d_{24} d_1^{II} d_2^I m_{22}^{II} K_2 ; \end{array} \right| \qquad (5.11)$$

$$\Phi_{11}(p) = \frac{1}{\Delta(p)} \left| \begin{array}{l} d_1^I d_2^I d_2^{II} d_1^{II} n_{11} ; \\ d_1^I d_2^I d_1^{II} d_2^{II} n_{21} ; \end{array} \right.$$

$$\begin{array}{l} d_1^I d_2^{II} d_1^{II} d_2^{II} d_{12} + d_1^{II} d_{14} m_{21}^{II} m_{12}^I + d_1^{II} d_{14} m_{22}^{II} m_{22}^I + \\ \quad + d_2^{II} d_{13} m_{11}^{II} m_{12}^I + d_2^{II} d_{13} m_{12}^{II} m_{22}^I ; \\ d_1^I d_2^{II} d_1^{II} d_2^{II} d_{22} + d_1^I d_{24} m_{21}^{II} m_{12}^I + d_1^{II} d_{24} m_{22}^{II} m_{22}^I + \\ \quad + d_2^{II} d_{23} m_{11}^{II} m_{12}^I + d_2^{II} d_{23} m_{12}^{II} m_{22}^I ; \end{array} \right| \qquad (5.12)$$

$$\Phi_{12}(p) = \frac{1}{\Delta(p)} \left| \begin{array}{l} d_2^{II} d_1^{II} d_1^I d_2^I d_{11} + d_1^{II} d_{14} m_{21}^{II} m_{11}^I + d_1^I d_{14} m_{22}^{II} m_{21}^I + \\ \quad + d_2^{II} d_{13} m_{11}^{II} m_{11}^I + d_2^{II} d_{13} m_{12}^{II} m_{21}^I ; \\ d_1^I d_2^I d_2^{II} d_1^{II} d_{21} + d_1^{II} d_{24} m_{21}^{II} m_{11}^I + d_1^I d_{24} m_{22}^{II} m_{21}^I + \\ \quad + d_2^{II} d_{23} m_{11}^{II} m_{11}^I + d_2^{II} d_{23} m_{12}^{II} m_{21}^I ; \end{array} \right.$$

$$\begin{array}{l} d_1^I d_2^I d_2^{II} d_1^{II} n_{11} ; \\ d_1^I d_2^I d_1^{II} d_2^{II} n_{21} ; \end{array} \right| \qquad (5.13)$$

$$\Delta(p) = \left| \begin{array}{l} d_1^{II} d_2^{II} d_1^I d_2^I d_{11} + d_1^{II} d_{14} m_{21}^{II} m_{11}^I + d_1^I d_{14} m_{22}^{II} m_{21}^I + \\ \quad + d_2^{II} d_{13} m_{11}^{II} m_{11}^I + d_2^{II} d_{13} m_{12}^{II} m_{21}^I ; \\ d_1^I d_2^{II} d_1^I d_2^I d_{21} + d_1^{II} d_{24} m_{21}^{II} m_{11}^I + d_1^I d_{24} m_{22}^{II} m_{21}^I + \\ \quad + d_2^{II} d_{23} m_{11}^{II} m_{11}^I + d_2^{II} d_{23} m_{12}^{II} m_{21}^I ; \end{array} \right.$$

$$\begin{array}{l} d_1^I d_2^I d_1^{II} d_2^{II} d_{12} + d^I{}_1 d_{14} m_{21}^{II} m_{12}^I + d_1^I d_{14} m_{22}^{II} m_{22}^I + \\ \quad + d_2^{II} d_{13} m_{11}^{II} m_{12}^I + d_2^{II} d_{13} m_{12}^{II} m_{22}^I ; \\ d_1^I d_2^I d_1^{II} d_2^{II} d_{22} + d_1^{II} d_{24} m_{21}^{II} m_{12}^I + d_1^{II} d_{24} m_{22}^{II} m_{22}^I + \\ \quad + d_2^{II} d_{23} m_{11}^{II} m_{12}^I + d_2^{II} d_{23} m_{12}^{II} m_{22}^I . \end{array} \right| \qquad (5.14)$$

Аналогично могут быть получены и выражения для $\Phi_{21}(p)$ и $\Phi_{22}(p)$. Примеры построения уравнений (5.9) и их использования будут рассмотрены при изучении конкретных задач автоматической стабилизации.

Подобные уравнения можно составлять для любых выходных координат, законы изменения которых нас интересуют. Такими переменными могут быть взяты углы δ отклонения органов управления и т. п. Естественно, что из полученных выражений могут быть построены уравнения для различных частных случаев структурных схем.

§ 4. ЧАСТОТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ

Под частотными характеристиками следует понимать характеристики изменения выбранной выходной координаты x_i замкнутой системы летательный аппарат — автопилот при гармоническом изменении каких-либо из воздействий (управляющих или возмущающих). Знание этих характеристик необходимо для решения вопросов устойчивости и качества работы рассматриваемой системы стабилизации. Их построение может быть выполнено с помощью найденных выше (формулы 5.6—5.14) выражений для передаточных функций замкнутой системы. Аналитическое выражение $W(j\omega)$ для частотной характеристики может быть получено из соответствующей передаточной функции $W(p)$ заменой $p=j\omega$.

При использовании этого чисто расчетного способа построение частотных характеристик выполняется так же, как и для отдельного звена (см. гл. III, §2), в частности летательного аппарата, и не предполагает предварительного построения частотных характеристик отдельных частей системы. Недостатком такого способа является невозможность использования каких-либо готовых таблиц, шаблонов и связанная с этим необходимость повторения всякий раз громоздких вычислений.

Поэтому при построении частотной характеристики замкнутой системы стремятся использовать характеристики ее составных частей. Возможность такого подхода определяется самим видом передаточных функций (см. соотношения 5.5; 5.6; 5.10 — 5.14), выражаемых через передаточные функции отдельных частей системы.

В задачах автоматической стабилизации возможно использование некоторых облегчающих приемов, разработанных в теории следящих систем.

Рассмотрим частотные характеристики, определяющие реакцию системы на управляющее воздействие. Как было показано в гл. V § 3, в случае системы стабилизации без перекрестных связей, выражение для этих характеристик принимает вид (5.5). Воспользуемся тем, что по своей структуре указанное выражение похоже на выражение для передаточной функции типовой следящей системы с единичной обратной связью, для которой передаточная функция имеет вид

$$Y(p) = \frac{G(p)}{G(p)+1},$$

где $G(p)$ — передаточная функция соответствующей разомкнутой системы.

Будем исходить из того, что для построения частотных характеристик $Y(j\omega)$ (как амплитудно-фазовых, так и логарифмических) можно воспользоваться характеристиками $G(j\omega)$ разомкнутой системы и приведем выражение (5.5) к виду

$$Y(p) = \frac{1}{K^{\text{I}}(p)} \cdot \frac{W_x^{\delta}(p)K(p)}{1+W_x^{\delta}(p)K(p)},$$

где $K(p)=K^{\text{I}}(p)K^{\text{II}}(p)$ — передаточная функция автопилота по отношению к входному сигналу x.

Введем в рассмотрение передаточную функцию $G(p)$ разомкнутой системы летательный аппарат — автопилот

$$G(p) = W_x^{\delta}(p)K(p).$$

Тогда будем иметь

$$Y(p) = \frac{1}{K^{\text{I}}(p)} \cdot \frac{G(p)}{1+G(p)}.$$

Соответственно для частотной характеристики замкнутой системы по отношению к управляющему воздействию

$$Y(j\omega) = \frac{1}{K^{\text{I}}(j\omega)} \cdot \frac{G(j\omega)}{1+G(j\omega)}. \tag{5.15}$$

Обозначая

$$\frac{G(j\omega)}{1+G(j\omega)} = Y^*(j\omega), \tag{5.16}$$

окончательно будем иметь

$$Y(j\omega) = \frac{1}{K^{\text{I}}(j\omega)} \cdot Y^*(j\omega).$$

Используя последнее выражение, можно сравнительно простым путем построить характеристику $Y(j\omega)$. Частотная характеристика $G(j\omega)$ разомкнутой системы представляет собой произведение частотных характеристик летательного аппарата и автопилота. При использовании логарифмических характеристик построение сводится к сложению соответственно логарифмических амплитудных и фазовых характеристик.

После того как определены $G(j\omega)$ (в дальнейшем имеются в виду именно логарифмические характеристики), для построения $Y^*(j\omega)$ следует воспользоваться специально разработанными в теории автома-

тического регулирования номограммами. Содержание и методика использования указанных номограмм заключаются в следующем*.

В координатах $A_{дб}$ и φ^0 (амплитуда и фаза разомкнутой системы) нанесены кривые (рис. 5.5), отвечающие определенным значениям амплитуды $M_{дб}$ и фазы ψ° замкнутой системы. Номограмма позволяет определять логарифмические частотные характеристики замкнутой системы по соответствующим характеристикам разомкнутой и обратно.

Для того чтобы по известной $G(j\omega)$ найти соответствующую данной частоте ω точку характеристики

$$\frac{G(j\omega)}{1+G(j\omega)},$$

необходимо отложить по осям величины

$$A_{дб}=20\lg|G(j\omega)|;$$

$$\varphi^0=\arg G(j\omega).$$

Тогда индексы $M_{дб}$ и ψ^0 кривых, проходящих через эту точку, определяют ординаты

$$M_{дб}=20\lg\left|\frac{G(j\omega)}{1+G(j\omega)}\right|;$$

$$\psi^0=\arg\left[\frac{G(j\omega)}{1+G(j\omega)}\right]$$

логарифмических характеристик для $\frac{G(j\omega)}{1+G(j\omega)}$.

Аналогично может быть выполнена и обратная операция.

После того как описанным путем построены логарифмические характеристики, отвечающие частотной характеристике

$$Y^*(j\omega)=\frac{G(j\omega)}{1+G(j\omega)},$$

для построения интересующей нас $Y(j\omega)$ остается воспользоваться выражением (5.15) и известными правилами сложения логарифмических частотных характеристик.

Отметим, что рассмотренный способ не является единственно возможным. В некоторых случаях представляется целесообразным исходить непосредственно из выражений (5.5) и (5.6), пользуясь той же номограммой с некоторыми изменениями для построения частотной характеристики для $\frac{1}{1+G(j\omega)}$ по характеристике $G(j\omega)$ с последующим добавлением л.а.х. числителя.

Методика такого построения основана на использовании соотношения

---

* Кузовков Н. Т. Теория автоматического регулирования, основанная на частотных методах. Гл. IV, § 6. Оборонгиз, 1960.

$$\frac{1}{1+G(j\omega)} = \frac{\frac{1}{G(j\omega)}}{1+\frac{1}{G(j\omega)}},$$

из которого следует, что логарифмические характеристики для $\frac{1}{1+G(j\omega)}$ могут быть получены как характеристики замкнутой системы (с единичной обратной связью) при условии, что характеристикой разомкнутой системы является $\frac{1}{G(j\omega)}$.

Следовательно, для нахождения $M_{\partial б}$ и ψ° для характеристики $\frac{1}{1+G(j\omega)}$ необходимо определить

$$A_{\partial б} = 20\lg |G(j\omega)|;$$

$$\varphi^0 = \arg |G(j\omega)|,$$

взять их с обратными знаками и для любой точки ($-A_{\partial б}$; $-\varphi^\circ$) по номограмме замыкания прочесть индексы $M_{\partial б}$ и ψ° проходящих через эту точку кривых. Умножение на числитель осуществляется далее обычным путем.

Вычитая теперь из найденных логарифмических характеристик, отвечающих $Y^*(j\omega)$, соответствующие характеристики первой части автопилота, отвечающие $K^1(j\omega)$, получим искомые частотные характеристики $Y(j\omega)$ замкнутой системы. Отметим, что оператор $K^1(p)$ представляет собой обычно не что иное, как оператор, определяющий структуру принятого закона регулирования, и его частотные характеристики уже построены при изучении частотной характеристики $G(j\omega)$ разомкнутой системы.

Перейдем к построению частотных характеристик замкнутой системы по отношению к возмущающим воздействиям. В этом случае могут быть проведены операции, аналогичные предыдущим.

Представляя $W_x^\delta(p)$ и $W_x^f(p)$ в виде

$$W_x^\delta(p) = \frac{m^\delta(p)}{d(p)};$$

$$W_x^f(p) = \frac{m^f(p)}{d(p)},$$

и, учитывая (5.6), получим выражение для искомой частотной характеристики $\Phi(j\omega)$ в следующей форме:

$$\Phi(j\omega) = \frac{m^f(j\omega)}{K(j\omega)\, m^\delta(j\omega)} \cdot Y(j\omega). \tag{5.17}$$

Сравнивая полученный результат с выражением (5.17), можно заключить, что при построении логарифмических частотных характе-

ристик по отношению к возмущающим воздействиям $f(t)$ полностью применима описанная выше методика.

Из соотношений (5.16) и (5.17) может быть получена следующая формула, связывающая $Y(j\omega)$ и $\Phi(j\omega)$:

$$Y(j\omega) = \frac{m^{\delta}(j\omega)}{m^{f}(j\omega)} K^{\text{II}}(j\omega)\,\Phi(j\omega). \tag{5.18}$$

Полученная формула важна при выборе структуры и параметров автопилота, обеспечивающего наилучшее реагирование системы на управляющий сигнал $y(t)$ при одновременном устранении влияния возмущений $f(t)$.

Рассмотренные выше номограммы могут быть использованы и при решении обратной задачи, нахождения характеристики разомкнутой системы, и в частности автопилота, по заданным характеристикам замкнутой системы.

§ 5. ПОКАЗАТЕЛИ КАЧЕСТВА РАБОТЫ СИСТЕМ СТАБИЛИЗАЦИИ И СПОСОБЫ ИХ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Рассматриваемая система летательный аппарат — автопилот представляет собой систему автоматического регулирования, находящуюся под действием управляющих сигналов и возмущений. Поэтому для оценки качества ее работы, естественно, могут быть применены соответствующие критерии, принятые в теории автоматического регулирования.

В связи с тем, что различные возможные показатели оценивают разные свойства системы, при выборе структуры и параметров автопилота требуется, как правило, использование в качестве исходных данных нескольких таких показателей. При этом требования наилучшего качества в смысле использования различных критериев оказываются, как правило, противоречивыми. Все это делает очень затруднительным задание количественных показателей, характеризующих требования, предъявляемые к конкретной системе стабилизации.

Основными возможными показателями, определяющими работу системы стабилизации, будем считать следующие: запас устойчивости (по амплитуде и фазе) или связанная с ним степень устойчивости; колебательность, перерегулирование и время переходного процесса, вызванного единичным воздействием; статические ошибки; динамические ошибки, обусловленные непрерывным изменением возмущения f.

Вопрос об устойчивости системы и наличии у нее определенного запаса устойчивости может быть разрешен в зависимости от выбранного метода решения задачи. В частности, при использовании частотных характеристик указанные показатели определяются видом и взаимным расположением логарифмических амплитудной и фазовой характеристик соответствующей разомкнутой системы. Если передаточная функция $G(p)$ разомкнутой системы имеет полюса только в левой

полуплоскости, то устойчивость замкнутой системы достигается, когда для разомкнутой системы при частоте ω_c (называемой частотой среза) фазовый сдвиг φ^0 (см. рис. 5.6) по абсолютному значению не превышает 180°. При этом запас устойчивости по фазе равен превышению φ^0, которое имеет фазовая характеристика над прямой $\varphi = -180°$ при частоте, равной ω_c (рис. 5.7). Запас устойчивости m по амплитуде определяется ординатой л.а.х. (логарифмической амплитудной характеристики), соответствующей точке пересечения фазовой характеристики с прямой $\varphi° = -180°$. Для систем автоматической стабилизации летательных аппаратов рациональными считаются значения запаса устойчивости по амплитуде 8—10 *дб*, по фазе 25—40°.

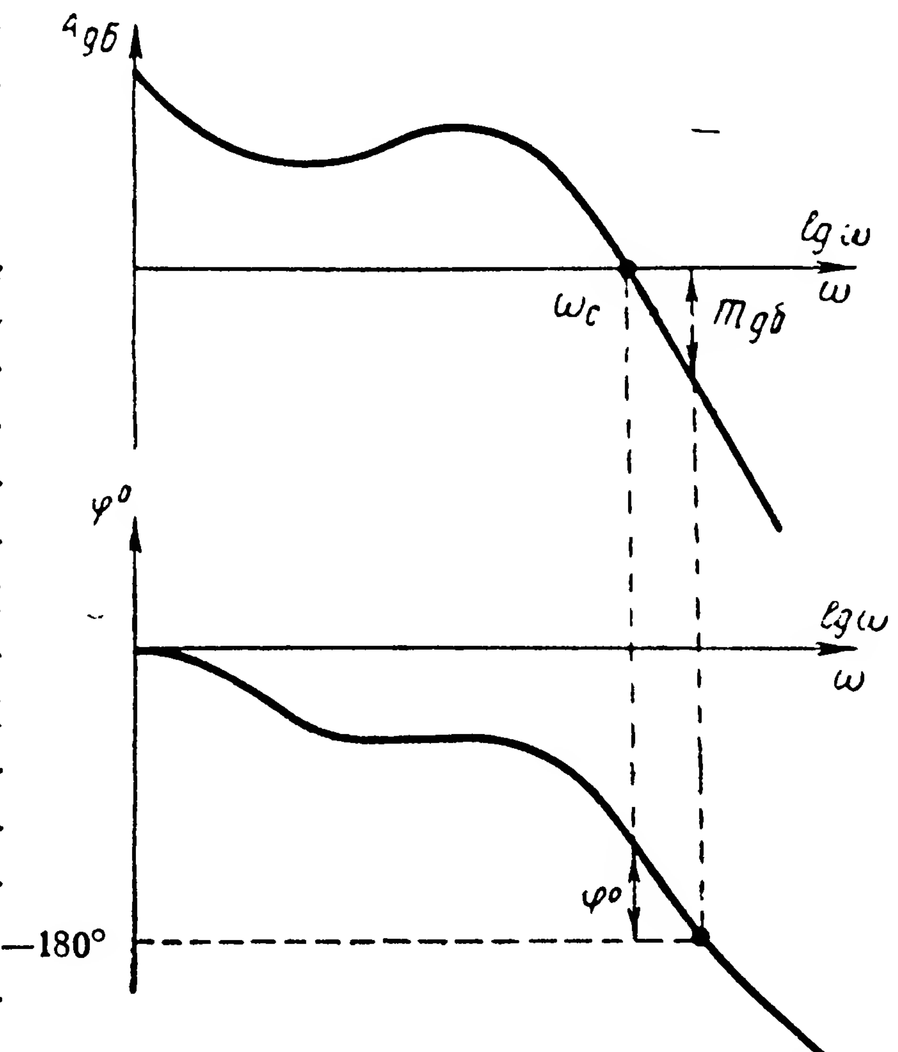


Рис. 5.6. Определение запаса устойчивости

Можно показать, что если разомкнутая система является минимально фазовой ($G(p)$ не имеет нулей или полюсов, расположенных в правой полуплоскости), то замкнутая система может иметь достаточный запас устойчивости по фазе лишь в том случае, когда л.а.х. в

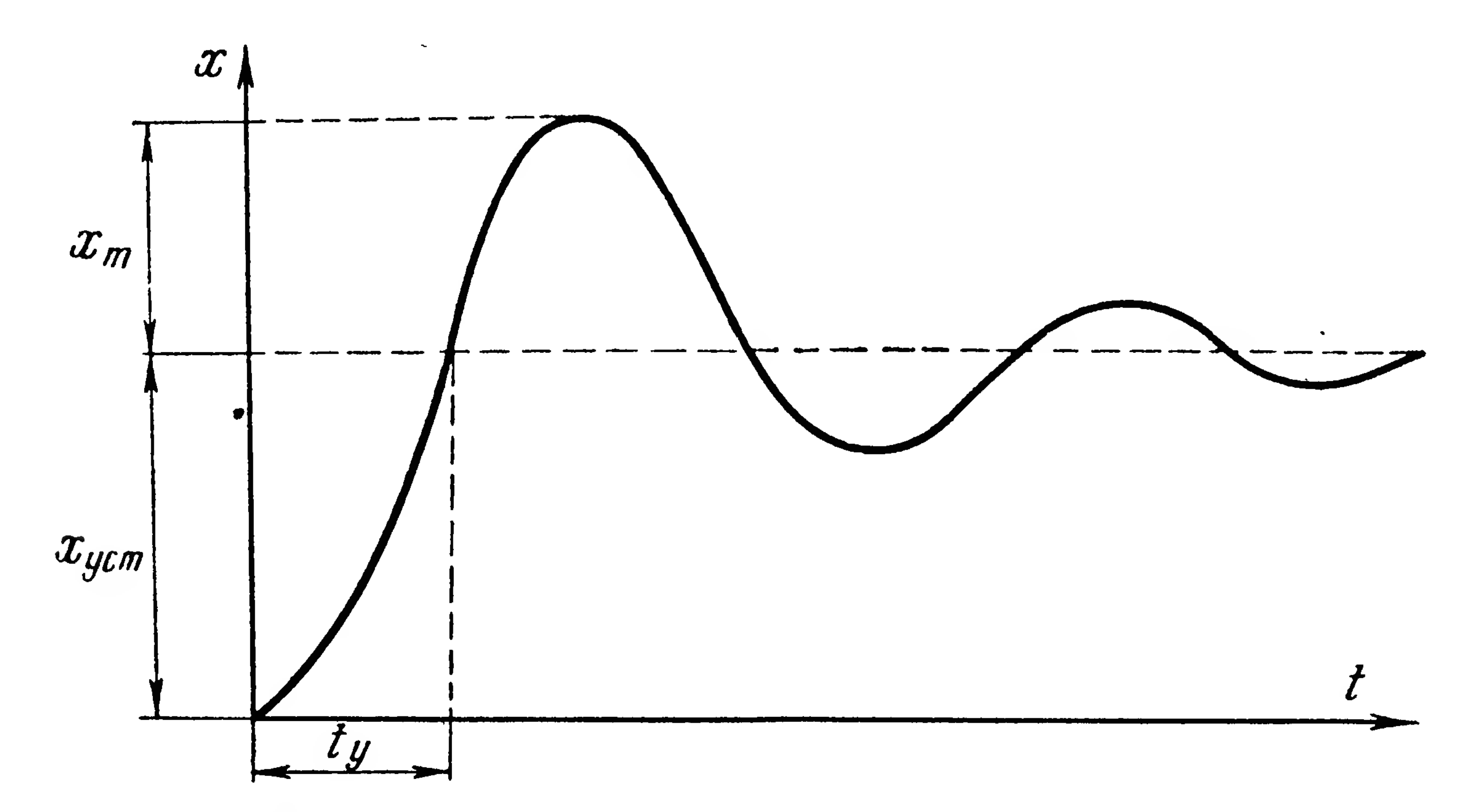


Рис. 5.7. Основные показатели качества переходного процесса

окрестности точки $\omega = \omega_c$ имеет достаточно длинный участок с наклоном — 20 *дб/дек*.

Отмеченное выше свойство устойчивости определяет характер собственных движений системы при переходе к тому или иному равновесному состоянию. Изменение же самих равновесных состояний при отклонениях внешнего воздействия характеризуется так называемыми статическими характеристиками.

Статической характеристикой системы по отношению к какому-либо воздействию называется зависимость координаты системы от воздействия в установившемся состоянии. В задачах стабилизации различают статические характеристики по отношению к управляющему и возмущающему воздействиям. Однако при оценке качества именно стабилизации (а не управляемости) основное значение имеет второй тип.

Для определения статической характеристики можно воспользоваться выражением, связывающим выходную переменную x с указанными воздействиями в общем случае. Статические характеристики получаются из (5.7), если положить в нем $p=0$.

При этом условии будем иметь

$$x_{\text{ст}} = Y(0)\,y + \Phi(0)\,f. \tag{5.19}$$

В том случае, если между $x_{\text{ст}}$ и y, f существует однозначная зависимость, замкнутая система является статической по отношению к этим воздействиям. При этих условиях может быть определена статическая ошибка Δx системы. Так, например, для возмущения f будем иметь

$$\Delta x = \Phi(0)\,(f_{\text{мах}} - f_{\min}),$$

где $f_{\max}$ и $f_{\min}$ — предельные установившиеся значения возмущения.

Если такой однозначной связи нет (это будет в том случае, если p входит множителем в $\Phi(p)$ и выражение для статической характеристики принимает вид

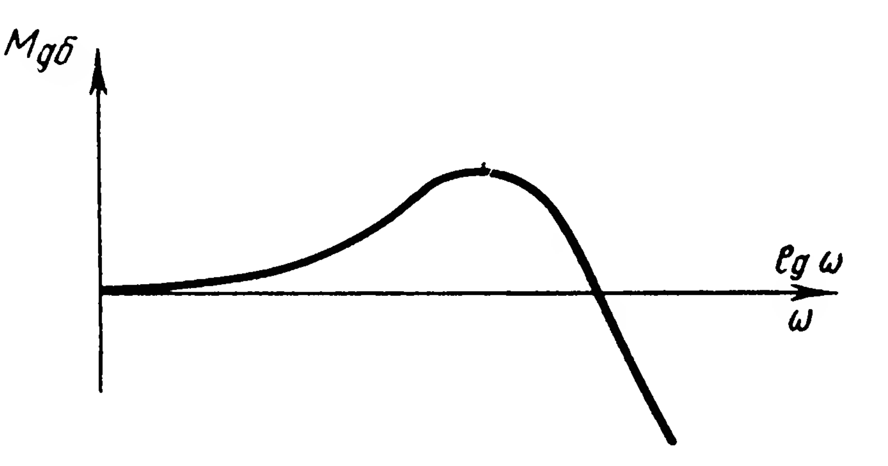
$$\Delta x = 0,$$

то замкнутая система называется астатической по отношению к данному воздействию.

Указанные соотношения позволяют определять возможные отклонения установившихся режимов полета от заданного номинального и оценивать таким образом статическую точность системы стабилизации.

Следующими показателями, связанными с характеристиками устойчивости системы, являются показатели качества переходного процесса, возникающего при типовом изменении воздействия. В качестве типового обычно выбирается единичное воздействие. Не затрагивая пока вопросов управляемости, будем рассматривать и оценивать переходные процессы, обусловленные изменениями возмущающих воздействий.

Наиболее существенными и сравнительно просто определяемыми являются время установления $t_у$ и перерегулирование $\sigma\%$. Под временем установления понимается интервал времени, через который регулируемая величина первый раз достигает своего установившегося значения (рис. 5.7). Перерегулирование $\sigma\%$ представляет собой отношение первого, наибольшего выброса x_m к установившемуся значению $x_{уст}$ (рис. 5.7). Укажем, что в случае стабилизации установившегося режима полета приемлемые значения перерегулирования составляют не более 40÷50%. Что касается времени установления, оценивающего быстроту реакции системы стабилизации на изменение возмущения, то пределы возможных значений $t_у$ более широки и должны быть заданы при решении каждой конкретной задачи.



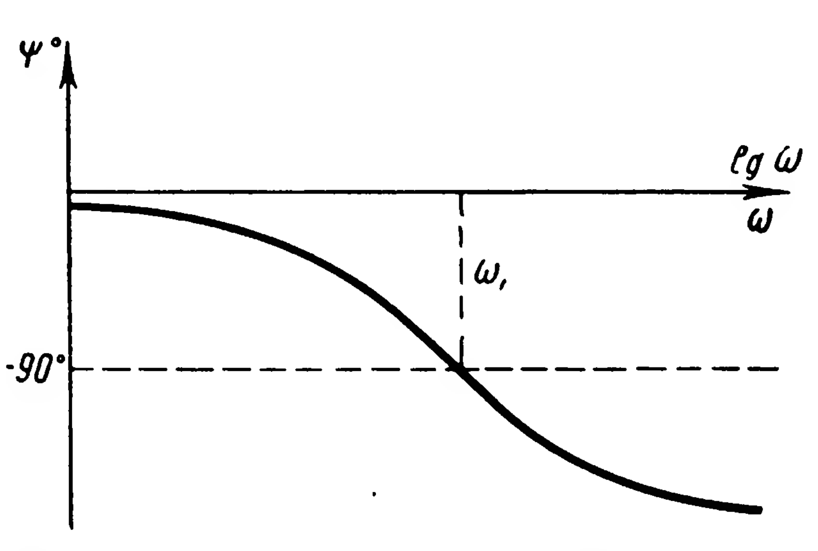


Рис. 5.8. Определение времени установления

Основные показатели качества переходного процесса, как известно, могут быть определены с помощью частотной характеристики замкнутой системы по отношению к данному возмущению f*.

Обычно такие характеристики, построение которых производится методами, изложенными в гл. V, § 4, имеют вид, приведенный на рис. 5.8. При этих условиях $t_у$ можно вычислять по приближенной формуле

$$t_у = \frac{\pi}{\omega_1},$$

где ω_1— частота, при которой фазовый угол $\varphi°$ принимает значение —90°.

Что касается перерегулирования, то оно приближенно оценивается соотношением

$$\sigma\% < 100\frac{1,18M_{max} - M_0}{M_0},$$

где M_0— значение л.а.х. при $\omega=0$ (в децибелах);

M_{max}— максимальное значение л.а.х.

В частности, если запас устойчивости по фазе лежит в пределах 20÷45°, то при $\frac{M_{max}}{M_0} = 1,2 \div 1,3$ перерегулирование не превосходит

* Основы автоматического регулирования. Под ред. Солодовникова В. В. Гл. XV. Машгиз, 1954.

40÷50%. С увеличением отношения $\frac{M_{max}}{M_0}$, называемого показателем колебательности, перерегулирование возрастает.

Аналогичные оценки качества системы могут быть определены тем же путем при изучении реакции той же системы на изменения управляющего воздействия. В этом случае следует рассматривать частотную характеристику замкнутой системы по отношению к управляющему воздействию.

Оценка динамических ошибок системы связана с анализом поведения системы при непрерывном изменении возмущающих и управляющих воздействий. При этом в первом случае определяется динамическая точность стабилизации в смысле устранения влияния возмущений, во втором — оценивается степень управляемости и маневренности летательного аппарата, снабженного автопилотом.

При анализе динамических ошибок принято различать случаи, когда рассматриваемое воздействие изменяется по определенному заранее известному, например типовому, закону или когда воздействие является случайной функцией времени. Первый подход, естественно, более целесообразен при изучении поведения системы, при изменении управляющего воздействия, второй — при анализе воздействия возмущений. В этих условиях система летательный аппарат—автопилот представляет собой не что иное, как своеобразную следящую систему, для которой $y(t)$ является входным сигналом, а $f(t)$ — помехой. При этом помеха и сигнал приложены (см. рис. 5.3) в разных точках системы.

В соответствии с этим при исследовании системы стабилизации, работающей в подобных сложных условиях, можно воспользоваться соответствующими методами и результатами теории следящих систем. Имея это в виду, обратимся прежде всего к случаю, когда управляющее воздействие $y(t)$ отсутствует или остается постоянным.

Учитывая, что случай ступенчатого изменения возмущения $f(t)$ рассмотрен выше, будем исходить из того, что $f(t)$ изменяется периодически или является случайной функцией времени с известными вероятностными характеристиками. Выбор именно таких законов $f(t)$ диктуется прежде всего близостью их к практически наблюдаемым зависимостям, а кроме того, и отсутствием более обширных и достоверных сведений о возмущениях. Периодическое возмущение $f(t)$ может быть представлено рядом Фурье:

$$f(t) = \sum_{k=1}^{n} C_k \sin\left(\frac{2k\pi}{T}t + \varepsilon_k\right),$$

где T — период возмущения,

C_k и ε_k — коэффициенты Фурье и фазовые углы.

Как следует из теории линейных систем, периодическим будет и закон изменения регулируемой координаты x:

$$x(t) = \sum_{k=1}^{n} A_\kappa \sin\left(\frac{2\kappa\pi}{T} t + \varepsilon_\kappa + \varphi_\kappa\right),$$

где амплитуда A_κ определяется перемножением C_κ на ординаты амплитудой частотной характеристики замкнутой системы, соответствующие частотам $\frac{2\kappa\pi}{T}$. В то же время φ_κ представляют собой ординаты фазовой частотной характеристики.

Так как в данном случае система по возможности должна не реагировать на изменения $f(t)$, то в качестве меры динамической погрешности можно принять величины A_κ, характеризующие амплитуды отдельных гармонических составляющих вынужденного движения системы. Учитывая при этом, что наибольшей по величине является C_1 и, кроме того, в области более высоких частот ординаты л.а.х. имеют меньшие значения (падающий участок л.а.х. замкнутой системы), оказывается практически достаточным оценивать динамические погрешности величиной A_1. Последняя может быть определена с помощью л.а.х. замкнутой системы.

Так как обычно частоты возможных периодических изменений возмущения сравнительно высоки, то уменьшение указанных динамических ошибок требует получения такой л.а.х. системы, при которой наинизшая частота возмущения была бы по возможности больше частоты среза ω_c.

Таким образом, стремление уменьшить влияние переменных высокочастотных возмущений ограничивает полосу пропускания $0 \div \omega_c$ замкнутой системы летательный аппарат — автопилот. Именно этими соображениями и определяются требования, предъявляемые к высокочастотной части л.а.х. замкнутой системы.

Рассмотрим случай, когда возмущение является случайной функцией времени. Такой процесс может быть охарактеризован спектральной плотностью, которую будем обозначать $S_f(\omega)$. Теперь, очевидно, и закон изменения регулируемой переменной x является также случайной функцией времени. Отклонения $x(t)$ от нуля, отвечающего невозмущенному установившемуся движению, можно оценить средней квадратичной ошибкой

$$\sigma_x = + \sqrt{\overline{x^2(t)}}.$$

В этих же целях может использоваться дисперсия D_x ошибки $x(t)$

$$D_x = \sigma_x^2 = \overline{x^2(t)}.$$

При этих условиях последняя вероятностная характеристика динамической точности системы стабилизации может быть определена, как известно,* с помощью формулы

* Солодовников В. В. Статистическая динамика линейных систем автоматического управления. Физматгиз, 1960.

$$D_x = \frac{1}{2\pi}\int_{-\infty}^{\infty} S_x(\omega)\,d\omega\,,$$

где

$$S_x(\omega) = |\,\Phi\,(j\omega)\,|^2\,S_f\;(\omega)$$

спектральная плотность случайного стационарного процесса $x(t)$, причем $|\Phi\,(j\omega)|^2$ есть квадрат амплитудной частотной характеристики замкнутой системы. Приведенная формула позволяет при известных вероятностных характеристиках возмущения $f(t)$ и частотной характеристике $\Phi\,(j\omega)$ замкнутой системы вычислить среднеквадратичную динамическую ошибку системы.

В связи с тем, что частотная характеристика определяется структурой и параметрами системы, последние должны выбираться по возможности так, чтобы динамическая ошибка была минимальной. Практическая методика решения этой задачи может быть различной*.

Общее требование, которое при этом может быть предъявлено к л.а.х. замкнутой системы, как видно из последней формулы, состоит в следующем: в той области частот, в которой $S_f(\omega)$ заметно отлично от нуля, ординаты л.а.х. замкнутой системы должны быть по возможности минимальными. В частности, в распространенном случае, когда спектральная плотность возмущения расположена в области сравнительно высоких частот, частота среза л.а.х. должна лежать ниже указанной полосы частот. Таким образом, как и при анализе периодических возмущений, случайные высокочастотные возмущения ограничивают сверху полосу пропускания замкнутой системы.

Перейдем к оценке качества системы с точки зрения ее поведения при изменении управляющих воздействий. В этом случае автопилот выступает уже не как средство именно стабилизации летательного аппарата, а как средство придания последнему необходимых динамических свойств для достижения требуемой управляемости. Как уже указывалось, здесь система представляет собой следящую систему с входным сигналом $y(t)$, в которой автопилот является корректирующим звеном.

При таком подходе применимы все методы оценок, разработанные в теории следящих систем и систем автоматического управления. Соответствующие показатели качества могут быть вычислены так же, как это делалось при анализе реакции системы на изменения возмущающего воздействия. Разница лишь в том, что в качестве входного сигнала следует брать управляющее воздействие $y(t)$, а в качестве характеристики системы — ее частотную характеристику $Y(j\omega)$ (или передаточную функцию $Y(p)$ по отношению именно к этому воздействию. Ориентируясь на использование л. а.х. замкнутой системы при ана-

---

* Лэннинг Дж. Х. и Бэттин Р. Г. Случайные процессы в задачах автоматического управления. Изд-во иностр. лит-ры, 1958.

лизе управляемости летательного аппарата, снабженного автопилотом, необходимо отметить, что управляющие воздействия, как правило, изменяются медленнее, чем возмущающие. Иными словами, спектр сигнала $y(t)$ обычно сосредоточен в области низких частот. Это обстоятельство определяет требования, предъявляемые к низкочастотной части л. а. х. замкнутой системы. Для того чтобы управляющее воздействие по возможности без искажений воспроизводилось летательным аппаратом, т. е., иными словами, спектр выходной переменной x повторял бы спектр сигнала $y(t)$, необходимо, чтобы в той области частот, где $S_y(\omega)$ отлично от нуля, л.а.х. системы была параллельна оси абсцисс.

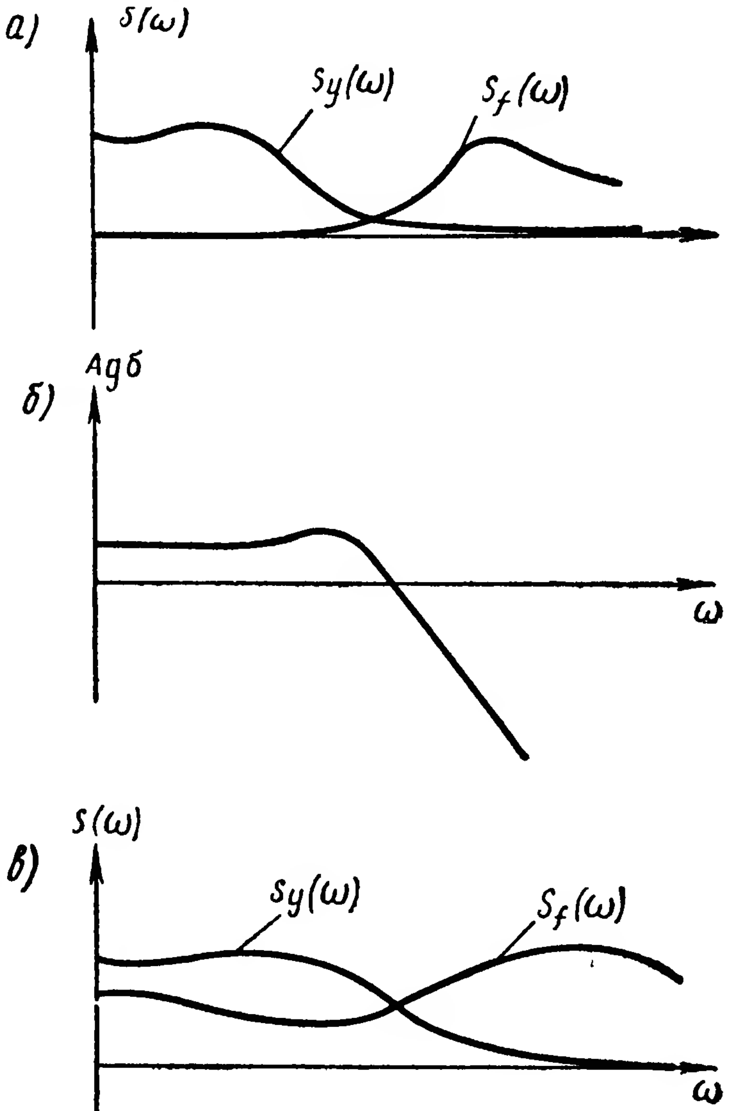


Рис. 5.9. Характеристики внешних воздействий и системы:

а — спектральные характеристики в случае различия спектров y и f; *б* — частотная характеристика системы; *в* — спектральные характеристики в случае близости спектров y и f

Практически важным и наиболее сложным для исследования является общий случай одновременного наличия управляющего и возмущающего воздействий. Прежде всего здесь оказывается затруднительным само задание требуемых значений показателей качества. Такое затруднение связано с упоминавшейся уже противоречивостью требований, предъявляемых к системе, по устойчивости и управляемости.

Сравнительно простой выход может быть найден, если спектры y и f значительно разнесены по шкале частот (рис. 5.9,*а*). В этом случае может быть указан идеальный желательный вид л.а.х. замкнутой системы (рис. 5.9,*б*). В случае же, если указанные спектры заметно перекрываются (рис. 5.9,*в*), приходится сознательно идти на ухудшение управляемости или повышение влияния возможных возмущений. При этом следует исходить из конкретных тактико-технических требований, предъявляемых к летательному аппарату. Пример подобной постановки и решения задачи рассмотрен ниже (см. гл. X, § 6).

В общем случае выбор той или иной структуры автопилота и его основных параметров зависит от принятого критерия оценки качества системы. В качестве примера рассмотрим случай, когда основными являются требования высокой управляемости летательного аппарата при возможном устранении влияния непрерывно действующих возмущений. Показателем качества работы автопилота выберем среднюю квадратичную ошибку воспроизведения выходной переменной x за-

данной линейной функции от управляющего воздействия y. Тогда ошибка воспроизведения определится соотношением

$$\varepsilon(t) = x - H(p)\,y,$$

где $H(p)$ — линейный оператор, определяющий вид необходимого преобразования.

В случае если выходная переменная x должна просто повторять $y(t)$,

$$H(p) = 1.$$

Если сигналу $y(t)$ должна быть пропорциональна первая или вторая производная от x (например, угловая скорость или угловое ускорение летательного аппарата), то соответственно

$$H(p) = \frac{1}{p};$$

$$H(p) = \frac{1}{p^2}.$$

Если считать, что $y(t)$ и $f(t)$ являются случайными стационарными функциями времени, то дисперсию динамической ошибки управления летательным аппаратом при воздействии возмущения можно определить по формуле (аналогичной рассмотренной выше)

$$\overline{\varepsilon^2} = D_\varepsilon = \frac{1}{2\pi}\int\limits_{-\infty}^{\infty} S_\varepsilon(\omega)\,d(\omega), \tag{5.20}$$

где спектральная плотность ошибки находится с помощью выражений для ε в следующем виде:

$$S_\varepsilon(\omega) = |Y_\varepsilon(j\omega)|^2 S_y(\omega) + |\Phi(j\omega)|^2 S_f(\omega), \tag{5.21}$$

причем $S_y(\omega)$ и $S_f(\omega)$ — спектральные плотности управляющего и возмущающего воздействий, а $Y_\varepsilon(j\omega)$ и $\Phi(j\omega)$ — частотные характеристики замкнутой системы (см. гл. V, § 3). При этом $y(t)$ и $f(t)$ полагаются некоррелированными, так что взаимные спектральные плотности равны нулю

$$S_{yf}(\omega) = S_{fy}(\omega) = 0.$$

Исходя из выражения (5.20) и (5.21), содержащего параметры автопилота, можно найти их оптимальные значения, обеспечивающие минимум указанной ошибки. В некоторых, не очень сложных случаях можно определить необходимую структуру автопилота.

Укажем, что точность, требуемая от расчетного анализа системы летательный аппарат — автопилот, может быть не очень высокой. Это объясняется тем, что параметры самого летательного аппарата,

из которых исходит расчет, могут быть заданы в весьма широких пределах, достоверность которых определена не всегда. Поэтому расчет имеет своей целью предварительную приближенную оценку системы.

Контрольные вопросы

1. В чем состоят принципы и правила построения структурной схемы системы летательный аппарат — автопилот?
2. Приведите примеры структурных схем для случаев стабилизации продольного и бокового движения летательного аппарата.
3. Какое соотношение называется уравнением автопилота?
4. В каком случае автопилот называется линейным?
5. В чем состоит особенность уравнения «идеального» автопилота?
6. Какой автопилот называется статическим?
7. Какой автопилот называется астатическим?
8. Приведите примеры структурных схем статического и астатического автопилотов.
9. Напишите выражения для передаточных функций одноконтурной замкнутой системы стабилизации.
10. В чем особенность уравнения автопилота, воздействующего на несколько органов управления? Какой вид имеет структурная схема такого автопилота?
11. Что такое частотные характеристики системы летательный аппарат — автопилот по отношению к возмущающему и управляющему воздействиям? Как они связаны с характеристиками летательного аппарата и автопилота?
12. В чем особенности определения частотных характеристик системы при наличии в автопилоте перекрестных связей?
13. Для каких целей и каким образом используются номограммы замыкания?
14. Каковы основные показатели качества работы системы стабилизации движения летательного аппарата?
15. Какие из этих показателей и каким образом могут быть определены с помощью логарифмических частотных характеристик системы?
16. Что называется статической характеристикой системы по отношению к какому-либо воздействию (возмущающему или управляющему)?
17. Каковы основные этапы анализа динамической точности системы при действии неслучайных возмущений?
18. Какова методика оценки погрешностей системы стабилизации при действии случайных стационарных возмущений?
19. Как связаны выбираемые критерии качества стабилизации с характером возмущающих воздействий, принимаемых во внимание?

20. Как может быть поставлена задача расчета системы стабилизации, если и управляющее и возмущающее воздействия являются случайными стационарными функциями времени?

ЛИТЕРАТУРА

Основы автоматического регулирования. Под ред. В. В. Солодовникова. Гл. VI. Машгиз, 1954.

Попов Е. П. Динамика систем автоматического регулирования. Гл. V. ГИТТЛ, 1954.

Кузовков Н. Т. Теория автоматического регулирования, основанная на частотных методах. Гл. I. Оборонгиз, 1960.

Солодовников В. В. Статистическая динамика линейных систем автоматического управления. Гл. V. Физматгиз, 1960.

Остославский Н. В., Стражева Н. В. О формировании контура управления самолетом. Труды МАИ, вып. 124. Оборонгиз, 1960.

Зайцев В. И. Применение квадратичных оценок к исследованию качества продольного движения самолета с автопилотом со скоростной обратной связью. (В книге «Вопросы автоматического регулирования и управления» под ред. Б. Н. Петрова). Труды МАИ, вып. 75. Оборонгиз, 1957.

Михайлов Ф. А., Стромилов В. М. О динамической точности автоматической продольной стабилизации крылатого летательного аппарата в возмущенной атмосфере. (В книге «Вопросы автоматического регулирования движущихся объектов» под ред. Б. Н. Петрова.) Труды МАИ, вып. 139. Оборонгиз, 1961.

ГЛАВА VI

СТАБИЛИЗАЦИЯ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

§ 1. ОСНОВНЫЕ СТРУКТУРНЫЕ СХЕМЫ И ЗАКОНЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ

Любое движение летательного аппарата в пространстве состоит из поступательного движения вместе с его центром масс и вращательного — вокруг этого центра. Вращательное движение представляет наибольший интерес, так как именно вращением корпуса летательного аппарата можно изменять траекторию его полета, т. е. движение его центра масс.

Приступая к рассмотрению схем стабилизации, естественно начать с простого и вместе с тем существенного случая, когда невозмущенное, стабилизируемое движение летательного аппарата является прямолинейным и установившимся. В таком случае основное назначение автопилота состоит в обеспечении устойчивости указанного движения и уменьшении нарушений заданного режима движения, наблюдающихся при возмущениях, непрерывно действующих в процессе полета. Для осуществления указанных требований при проектировании автопилотов требуется необходимое сочетание сигналов, получаемых с приборов измерителей, и надлежащая связь автопилота с соответствующими органами управления, т.е. требуемый закон регулирования.

Летательный аппарат представляет собой сложную динамическую систему, движение которой складывается из его движений относительно всех трех координатных осей. В связи с этим наиболее качественной стабилизации летательного аппарата можно достичь при одновременном управлении всеми его рулями, т. е. при распределении сигналов автопилота, вызванных любым отклонением летательного аппарата от заданного режима полета, между всеми его органами управления. Такая сложная схема управления применяется в некоторых современных автопилотах.

Однако во многих случаях приходится решать частные задачи стабилизации какого-либо одного вида движения летательного аппарата. В этих случаях можно ограничиться измерением параметров, характеризующих рассматриваемый вид его движения, и осуществлять пе-

рестановку только тех его органов, которые управляют данным движением. Поэтому при стабилизации продольного движения практически оказывается достаточным измерять кинематические величины, характеризующие движение летательного аппарата в вертикальной плоскости, связанные уравнениями (2.6), и производить перестановку только одного руля высоты. Кинематическими параметрами, определяющими продольное движение летательного аппарата, являются величины V, α, Θ и ϑ.

На первый взгляд казалось бы необходимым, чтобы перестановка автопилотом руля высоты осуществлялась в зависимости от результатов измерения всех четырех указанных переменных. Однако динамика продольного движения летательного аппарата такова,что изменения ΔV его скорости очень незначительны и происходят медленно, поэтому, регистрируя их, трудно быстро обнаруживать и устранять возникшие нарушения заданного режима полета. Также трудно надежно и достаточно точно измерить отклонения α и Θ углов атаки и наклона траектории. Поэтому все реальные модели как старых, так и современных автопилотов продольной стабилизации предусматривают чаще всего измерение отклонения угла тангажа ϑ от его номинального значения, отвечающего заданному режиму полета. Измерение указанной величины оказывается удобным потому, что оно может осуществляться с помощью достаточно простых и точных гироскопических приборов.

Таким образом, в задачах стабилизации вращательного движения летательного аппарата основной регулируемой переменной обычно является угол тангажа ϑ. При этом в зависимости от порядка вводимых производных выражение для закона регулирования может иметь одну из следующих форм:

$$k\vartheta; \qquad k\vartheta + k_1\dot{\vartheta}; \qquad k\vartheta + k_1\dot{\vartheta} + k_2\ddot{\vartheta}.$$

Что касается собственных динамических свойств автопилота, то в соответствии со сказанным в предыдущей главе будем различать статический и астатический автопилоты.

При учете свойств автопилота следует принимать во внимание вносимые им погрешности и запаздывания. Введение обратной связи, не охватывающей измерительных устройств, мы будем пока рассматривать как способ корректирования характеристик усилительно-исполнительного блока автопилота, не включая соответствующий сигнал обратной связи в закон регулирования.

Боковое движение летательного аппарата является более сложным, чем продольное, так как состоит из двух взаимосвязанных курсового и кренового движений. Задача стабилизации этого движения осложняется тем, что в рассматриваемом случае имеются два руля управления—руль направления и элероны, которыми можно управлять как по отдельности, так и совместно. Как видно из уравнений (2.8), боковое движение не зависит от выбранного

курсового угла ψ, в соответствии с чем неуправляемый летательный аппарат в отношении сохранения заданного курса оказывается нейтральным. Поэтому основной задачей автопилота боковой стабилизации является выдерживание заданного курса. Кроме того, так же как и в случае продольной стабилизации, автопилот должен обеспечивать определенную степень устойчивости летательного аппарата на этом курсе. Что касается крена, то в прямолинейном полете стабилизация этого движения представляет интерес лишь постольку, поскольку крен летательного аппарата может нарушать его курсовое движение.

Кинематическими параметрами, определяющими боковое движение летательного аппарата, являются величины β, γ, φ, ψ. Поэтому стабилизацию указанного курсового движения можно осуществлять, измеряя все четыре переменные. Однако так же как и в случае продольного движения, не все они могут быть измерены с достаточно высокой точностью. Наиболее точно и сравнительно просто могут быть измерены величины ψ и γ, которые выбираются в качестве основных регулируемых переменных.

Если исходить из возможности совместного управления рулем направления и элеронами и по-прежнему не относить к выражению для закона регулирования сигналы обратной связи, то уравнениям автопилота можно придать вид:

$$D_{н}(p)\,\delta_{н} = K_{н\psi}(p)\,\psi + K_{н\gamma}(p)\,\gamma;$$

$$D_{э}(p)\,\delta_{э} = K_{э\psi}(p)\,\psi + K_{э\gamma}(p)\,\gamma.$$

Ограничимся на первом этапе рассмотрением в отдельности движений рыскания, определяемого уравнениями (2.15), и крена, определяемого уравнениями (2.16). В этом случае будем иметь для движения рыскания

$$D_{н}(p)\,\delta_{н} = K_{\psi}(p)\,\psi,$$

для движения крена

$$D_{э}(p)\,\delta_{э} = K_{\gamma}(p)\,\gamma.$$

Что же касается возможных форм выражений $K(p)$ и структуры автопилота, то к ним относится все сказанное выше относительно продольного движения. Как следует из выражений (3.1—3.10), передаточные функции летательного аппарата для продольного и курсового движений оказываются одинаковыми по своей структуре, отличаясь лишь значениями входящих коэффициентов. Последнее обстоятельство позволяет на рассматриваемом этапе не различать задач стабилизации двух этих движений, распространяя на оба движения выводы, полученные для одного из них. Для летательных аппаратов осесимметричной схемы указанные движения в действительности полностью одинаковы и сделанные выводы относятся в равной степени к любому из них.

§ 2. ВЛИЯНИЕ ЗАКОНА РЕГУЛИРОВАНИЯ И ДИНАМИЧЕСКИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ АВТОПИЛОТА НА РАБОТУ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ

Изучая различные схемы автоматической стабилизации, будем оценивать их работу с помощью показателей, принятых в гл. V, § 5. Для определения этих показателей используем частотные методы, в частности, методы, основанные на построении логарифмических частотных характеристик.

Для летательного аппарата частотные характеристики, построенные экспериментально, могут быть его наиболее достоверными характеристиками, охватывающими все основные и вместе с тем необходимые динамические качества летательного аппарата.

Влияние каждого изменения в структуре и параметрах автопилота на характеристики системы стабилизации будем оценивать по изменениям, вносимым в частотные характеристики системы стабилизации в целом.

Рассмотрение начнем с простейшего автопилота, уравнение которого имеет вид

$$(Tp + 1)\,\delta_{в} = k\vartheta, \tag{6.1}$$

где T — постоянная времени автопилота, которой условимся приближенно оценивать динамические ошибки автопилота;

k — коэффициент усиления или передаточное число автопилота по углу ϑ.

В этом случае передаточная функция автопилота

$$K_{\vartheta}(p) = \frac{k}{Tp+1}$$

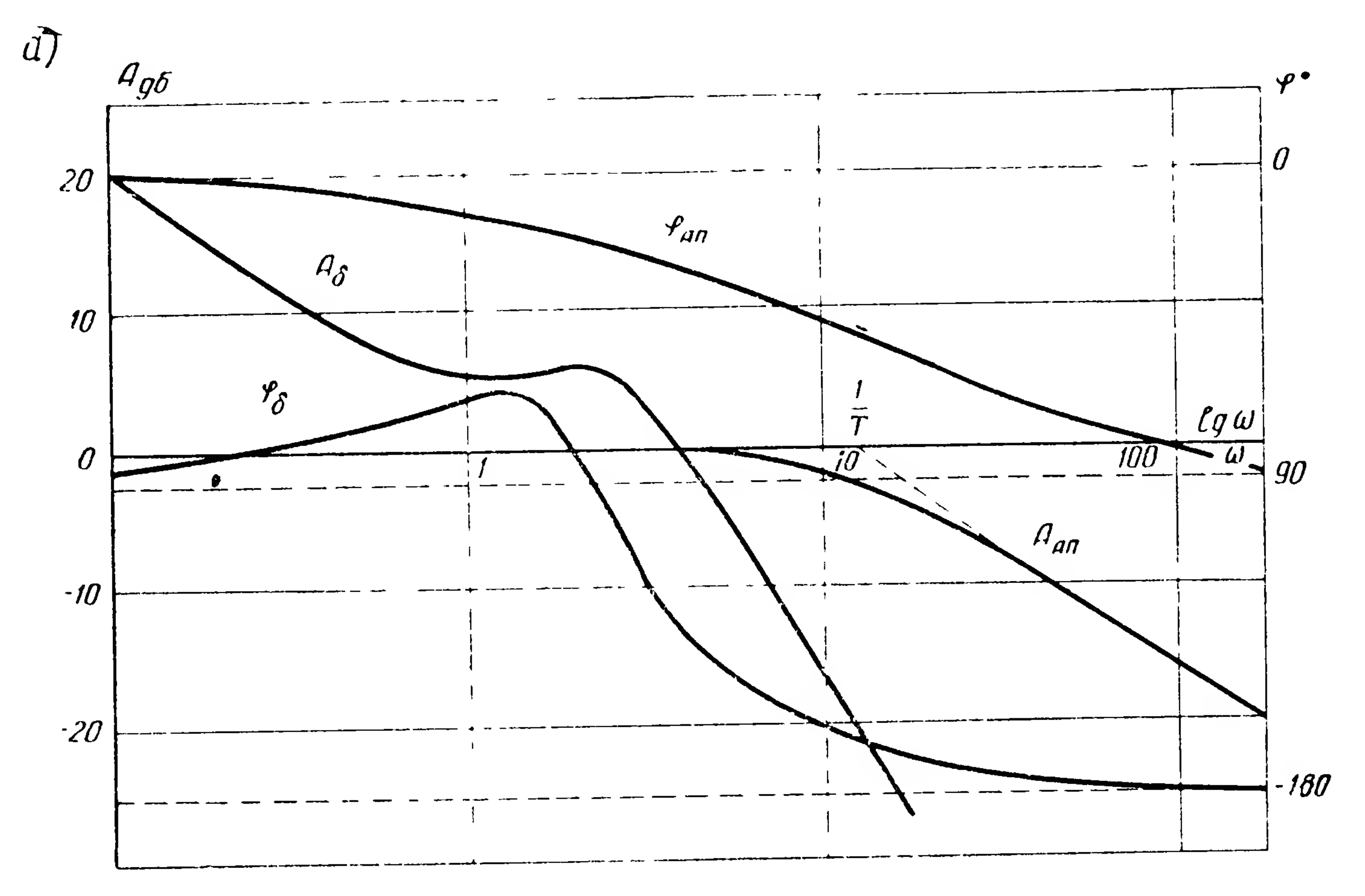
и, следовательно, передаточная функция $G(p)$ разомкнутой системы

$$G(p) = W_{\vartheta}^{\delta_{в}}(p)\,K_{\vartheta}(p) = W_{\vartheta}^{\delta_{в}}(p)\frac{k}{Tp+1}.$$

Отсюда следует, что логарифмическая амплитудная характеристика разомкнутой системы получается из логарифмической амплитудной характеристики летательного аппарата смещением последней в направлении оси ординат на величину $20\lg k$ и сложением с логарифмической амплитудной характеристикой, соответствующей множителю $\frac{1}{Tp+1}$. Фазовая характеристика получается сложением фазовой характеристики летательного аппарата и фазовой характеристики множителя $\frac{1}{Tp+1}$.

На рис. 6.1,*а* приведена типовая амплитудная A_{δ} и фазовая φ_{δ} логарифмические частотные характеристики летательного аппарата, построены кривые $A_{ап}$ и $\varphi_{ап}$, соответствующие логарифмическим амплитудным и фазовым характеристикам автопилота. Для простоты принято, что коэффициент усиления автопилота k равен единице. Сделав

указанные выше построения, получаем амплитудную A и фазовую φ характеристики разомкнутой системы. Эти характеристики приведены на рис. 6.1,*б*. На основании кривых рис. 6.1,*б* можем заключить, что



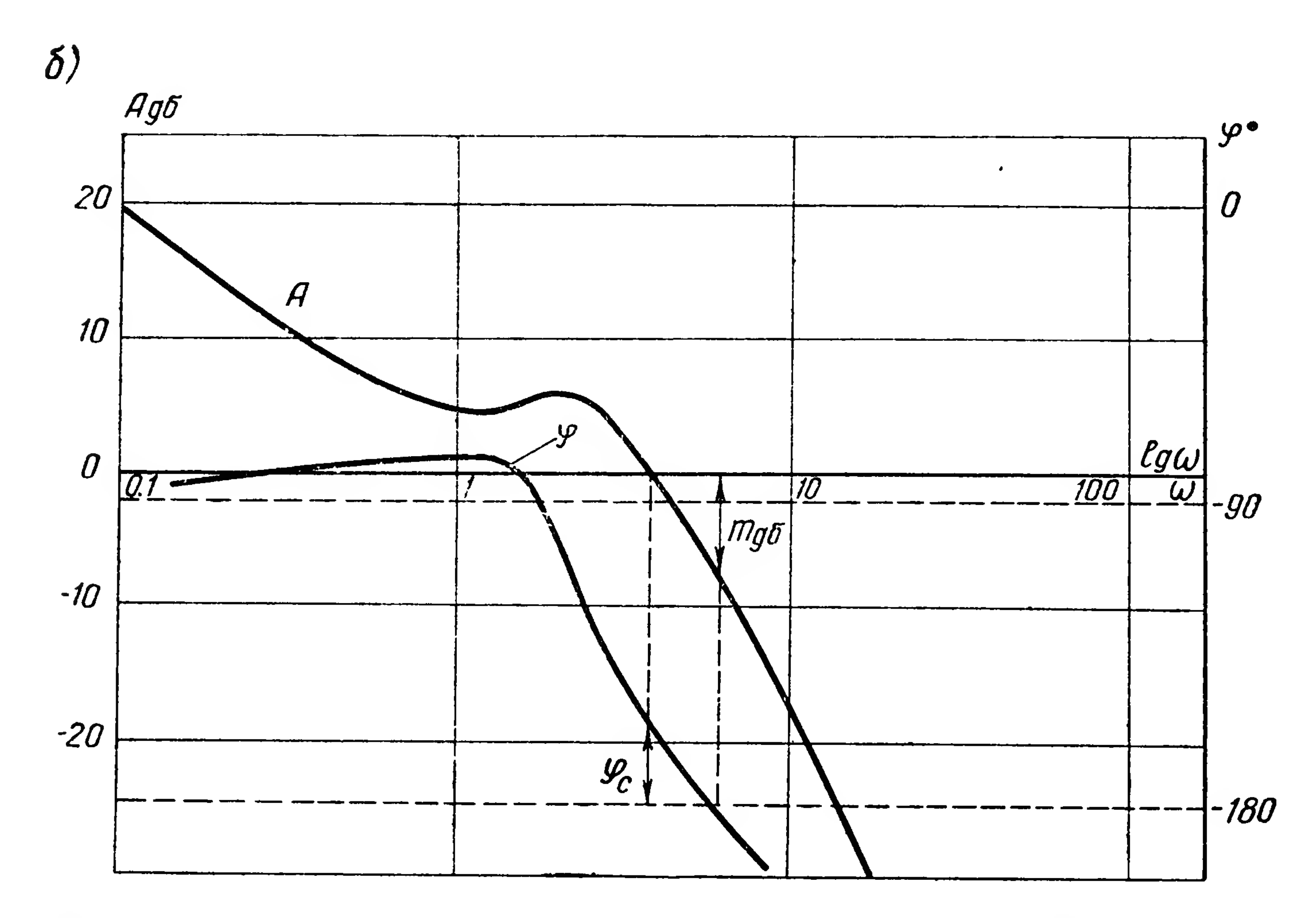


Рис. 6.1. Частотные характеристики системы стабилизации: *а* — летательного аппарата и автопилота; *б* — разомкнутой системы

увеличение коэффициента k автопилота приводит к уменьшению запаса устойчивости замкнутой системы по амплитуде m и фазе φ_c вплоть до потери этой устойчивости. Увеличение постоянной времени T также уменьшает запас устойчивости.

Таким образом, при некоторых определенных значениях постоянной времени применение статического автопилота (6.1) не позволяет использовать его значительные передаточные числа, превышающие некоторую критическую величину $k_{кр}$, определяемую требованиями необходимого запаса устойчивости по амплитуде. При этом сама величина $k_{кр}$ (в децибелах) может быть определена по логарифмической амплитудной характеристике системы с помощью построения, показанного на рис. 6.2.

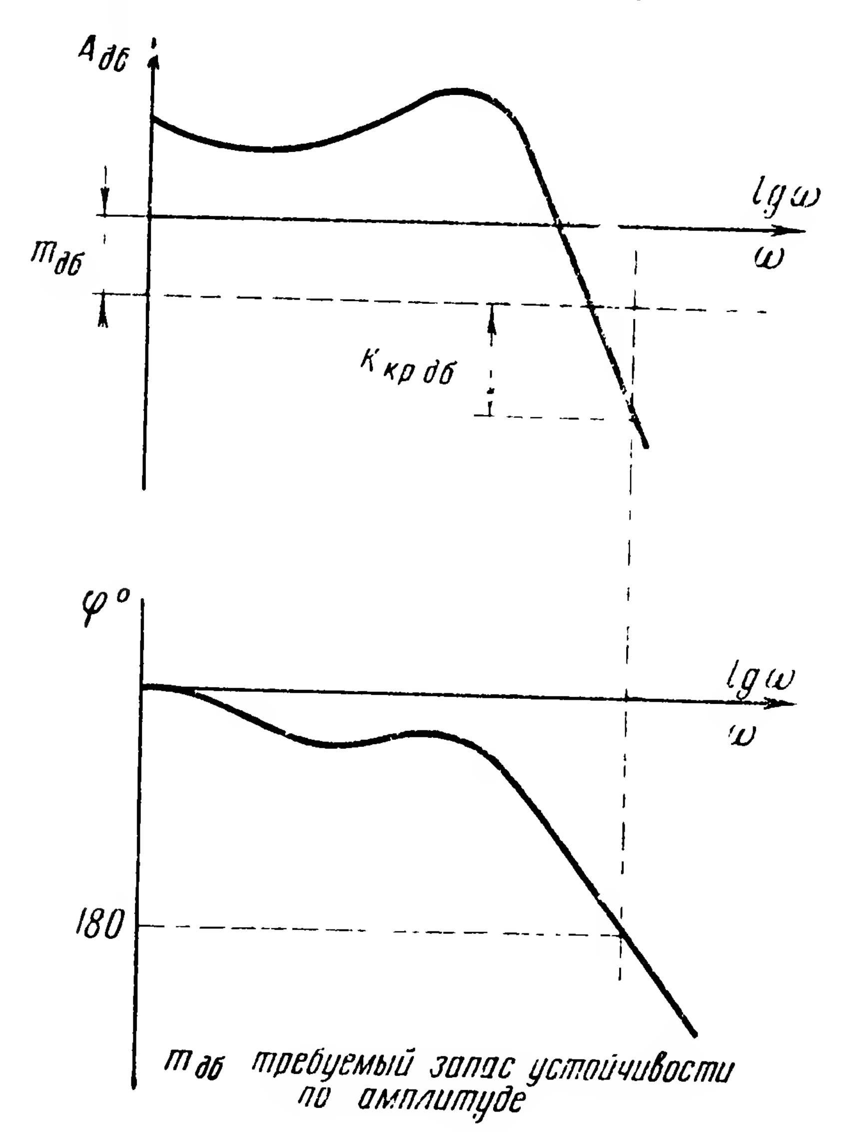


Рис. 6.2. Определение критического коэффициента усиления

Из всех рассмотренных выше (см. гл. III, § 2) логарифмических амплитудных характеристик летательного аппарата следует, что данный простейший закон регулирования, когда вводится только угол ϑ, не обеспечивает значительного запаса устойчивости по фазе, так как не может привести к образованию в окрестности частоты $\omega=\omega_c$ — среза участка с наклоном 20 *дб/дек* (как правило, частотные характеристики летательного аппарата таким свойством не обладают, ибо наклон этого участка составляет обычно 40 *дб/дек*).

Для уменьшения статических ошибок стабилизации необходимо увеличить коэффициент усиления автопилота k. Передаточная функция замкнутой системы летательный аппарат — автопилот по отношению к выбранному возмущающему воздействию f имеет вид

$$\Phi(p) = \frac{W_x^f(p)}{1 + W_x^\delta(p)\,K(p)}.$$

Откуда статическая ошибка

$$\Delta_{ст} = \frac{W_x^f(0)}{1 + W_x^\delta(0)\,K(0)}\,(f_{max} - f_{min}), \qquad (6.2)$$

где f_{max} и f_{min} — соответственно возможные предельные значения возмущения.

Учитывая, что знаменатели в выражениях $W_x^f(p)$ и $W_x^\delta(p)$ одинаковы, последнее соотношение можно переписать в виде

$$\Delta_{ст} = \frac{k_f}{1 + k_\delta\,k}\,(f_{max} - f_{min}),$$

где k_f и k_δ — коэффициенты усиления летательного аппарата по возмущающему и управляющему воздействиям соответственно.

Из полученной формулы и следует упоминавшаяся выше необходимость увеличения коэффициента k автопилота (6.1).

Автопилот, соответствующий простейшему закону регулирования (6.1), не дает возможности получить приемлемый запас устойчивости системы по фазе при заданных постоянных времени автопилота и запасе устойчивости по амплитуде, а также ограничивает возможные значения передаточного числа k автопилота. Это обстоятельство в свою очередь не позволяет достичь высокой статической точности стабилизации. По этим причинам такой автопилот может найти применение только на летательных аппаратах, обладающих достаточным собственным запасом устойчивости. На современных же скоростных аппаратах использование подобного закона оказывается с рассматриваемой точки зрения недостаточным.

В данном случае система летательный аппарат — автопилот оказывается статической по отношению как к возмущающим силам, так и к возмущающим моментам, создаваемым этими силами. Кроме того, наличие в этом случае лишь одного варьируемого параметра автопилота не дает возможности гибкого изменения вида частотных характеристик системы. Здесь же необходимо указать, что изъятие обратной связи и использование астатического автопилота с уравнением

$$(Tp + 1)\,p\delta_В = k\vartheta$$

хотя принципиально и позволяет устранить статические ошибки системы (как можно убедиться с помощью соотношения (6.2), замкнутая система становится астатической по отношению к возмущениям), но приводит к структурно неустойчивой системе. В самом деле, в этом случае в разомкнутую систему входят два астатических звена, каковыми являются автопилот и сам летательный аппарат.

В связи с тем, что передаточное число k автопилота, определяющее коэффициент усиления разомкнутой системы, является ее существенной характеристикой, целесообразно изучить его влияние и на реакции системы летательный аппарат—автопилот при изменениях возмущающих воздействий. Для решения этого вопроса рассмотрим изменения соответствующих логарифмических частотных характеристик, претерпеваемые при увеличении коэффициента k.

При построении указанных характеристик будем исходить из выражений (5.5) и (5.6).

На рис. 6.3 приведены соответствующие логарифмические частотные характеристики замкнутой системы, построенные для двух значений $k (k_2 > k_1)$ с помощью номограммы замыкания (рис. 5.5).

Полученные кривые позволяют сделать следующие выводы о влиянии коэффициента k на свойства замкнутой системы. Увеличение передаточного числа уменьшает восприимчивость системы к возмущаю-

щим воздействиям (л.а.х. системы располагается ниже в случае бóльшего k). Одновременно с этим увеличивается основная собственная частота замкнутой системы и возрастает колебательность. Следствием увеличения k является одновременно и расширение полосы пропускания системы.

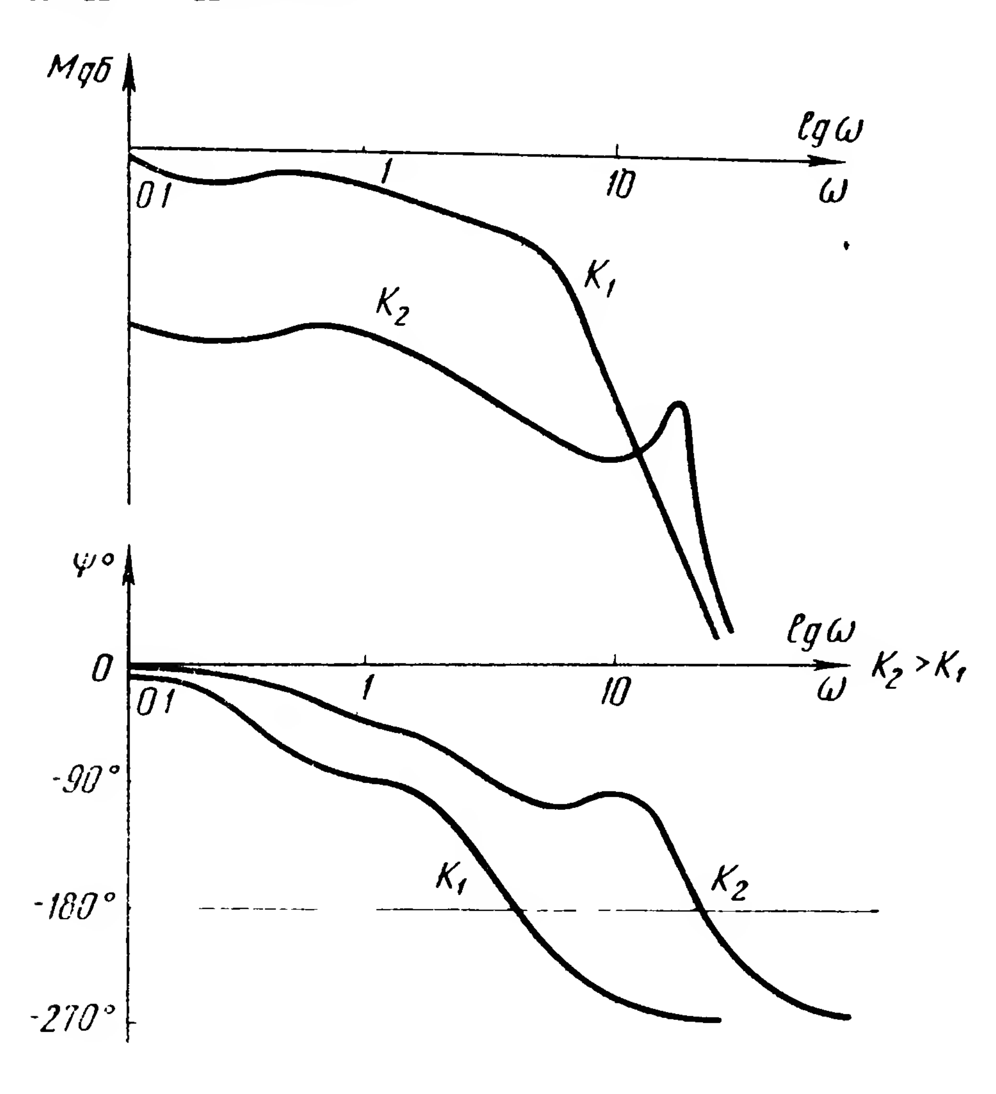


Рис. 6.3. Влияние коэффициента усиления на характеристики замкнутой системы

Таким образом, увеличение передаточного числа k улучшает качество переходного процесса в условиях отдельных скачкообразных изменений возмущения, но увеличивает динамические ошибки, обусловливаемые непрерывными быстроизменяющимися возмущениями. Как следует из изложенного, вариации k не дают возможности гибкого изменения различных частотных характеристик. При этом основным недостатком автопилота (6.1) остается, как уже указывалось выше, трудность получения достаточного запаса устойчивости системы.

Отмеченные недостатки закона (6.1) требуют использования более сложного закона регулирования с введением производной от регулируемой переменной ϑ. В этом случае уравнение автопилота принимает вид

$$(Tp+1)\delta_{\text{в}} = (k + k_1 p)\,\vartheta.$$

Технически такой закон регулирования может быть реализован или введением в автопилот дополнительного измерителя угловой скорости $\dot{\vartheta}$ или последовательным включением в автопилот (6.1) корректирующего звена с передаточной функцией, близкой по виду к

$$T_1 p + 1,$$

где

$$T_1 = \frac{k_1}{k}.$$

Таким образом,

$$(Tp+1)\,\delta_{\text{в}} = k(T_1 p + 1)\,\vartheta. \tag{6.3}$$

Рассмотрим влияние подобного усложнения на характеристики замкнутой системы. Прежде всего остановимся на характеристиках устойчивости. В данном случае логарифмические частотные характе-

ристики разомкнутой системы получаются из логарифмической частотной характеристики, соответствующей простейшему автопилоту (6.1), добавлением аналогичных характеристик для звена с передаточной функцией $T_1 p+1$.

Амплитудная A_δ и фазовая φ_δ характеристики летательного аппарата приведены на рис. 6.4,*а*. Там же произведено построение амплитудной $A_{\text{ап}}$и фазовой $\varphi_{\text{ап}}$ характеристик сомножителя

$$\frac{k}{Tp+1},$$

а также амплитудной $A_{\text{кк}}$ и фазовой характеристики $\varphi_{\text{кк}}$ корректирующего контура.

Характеристики разомкнутой системы показаны на рис. 6.4,*б*. Анализируя полученные кривые, можно заключить, что введение в закон регулирования первой производной позволяет значительно увеличить запас устойчивости системы. Более того, при некоторых значениях постоянных времени T и T_1 система может оказаться устойчивой при любом коэффициенте усиления. Такой случай показан на рис. 6.4,*б*. Фазовая характеристика системы асимптотически приближается к прямой $-\pi$ и независимо от коэффициента усиления системы всегда будет существовать определенный запас устойчивости. Необходимо указать, что сделанное утверждение справедливо лишь в том случае, когда динамические погрешности автопилота определяются множителем

$$\frac{1}{Tp+1}.$$

В реальных системах левая часть уравнения автопилота имеет более сложный вид, зависящий от динамических характеристик элементов системы стабилизации. Поэтому при точном анализе системы с более полным учетом динамических погрешностей автопилота коэффициент усиления получается ограниченным. Однако в любом случае введение в закон регулирования первой производной благоприятно сказывается на устойчивости системы и компенсирует отрицательное влияние на устойчивость собственных запаздываний автопилота. При этом становится принципиально возможным использование астатического автопилота, так как неустойчивость системы может быть устранена выбором достаточного значения передаточного числа k_1 введенной производной. Обеспечивая устойчивую работу системы, автопилот дает возможность получить астатичность системы по отношению к возмущениям. Уравнение автопилота в этом случае имеет следующий вид:

$$(Tp+1)\,p\delta_{\text{в}} = (k+k_1 p)\,\vartheta$$

или

$$(Tp+1)\,p\delta_{\text{в}} = k\,(T_1 p+1)\,\vartheta,$$

где

$$T_1 = \frac{k_1}{k}.$$

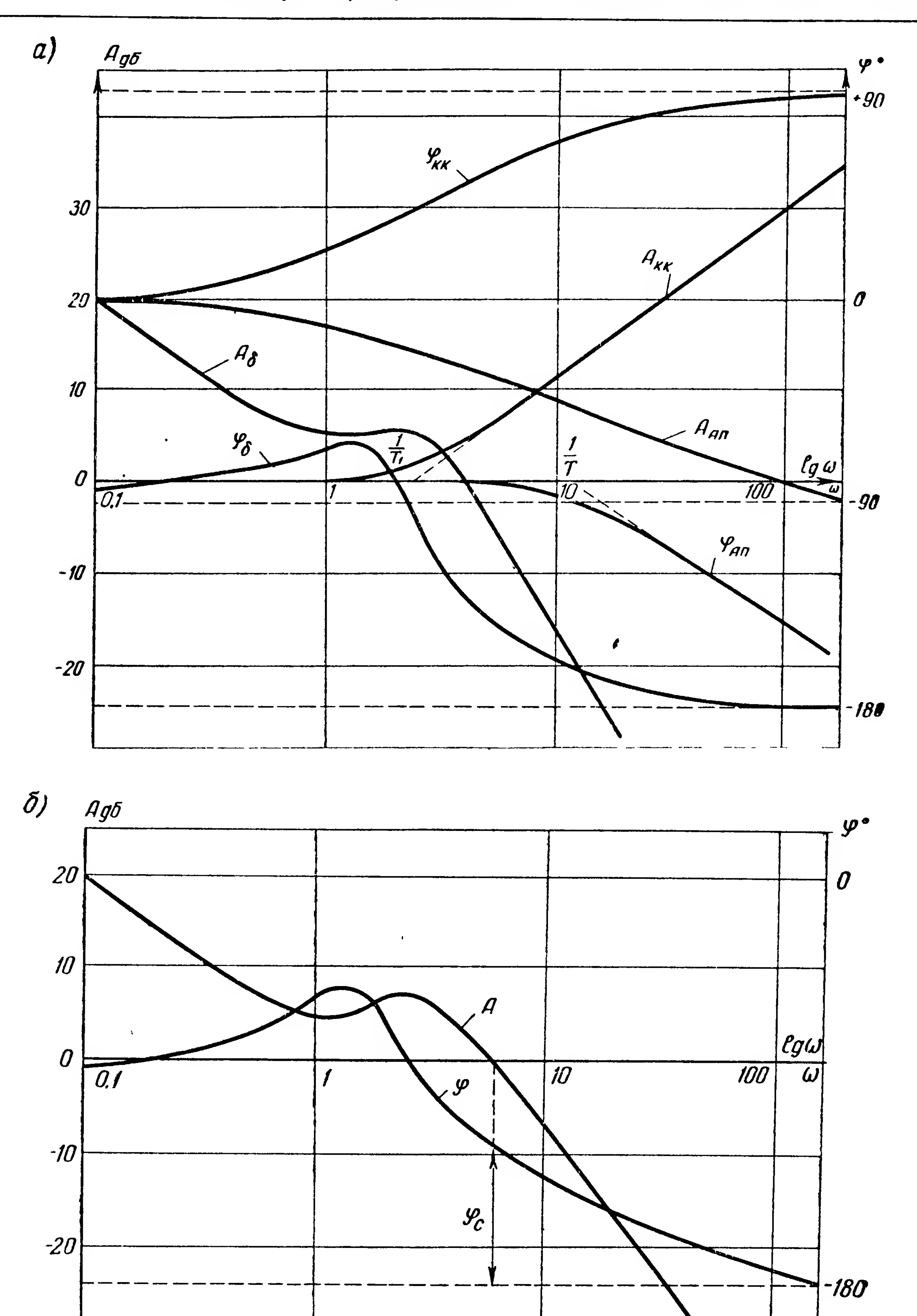


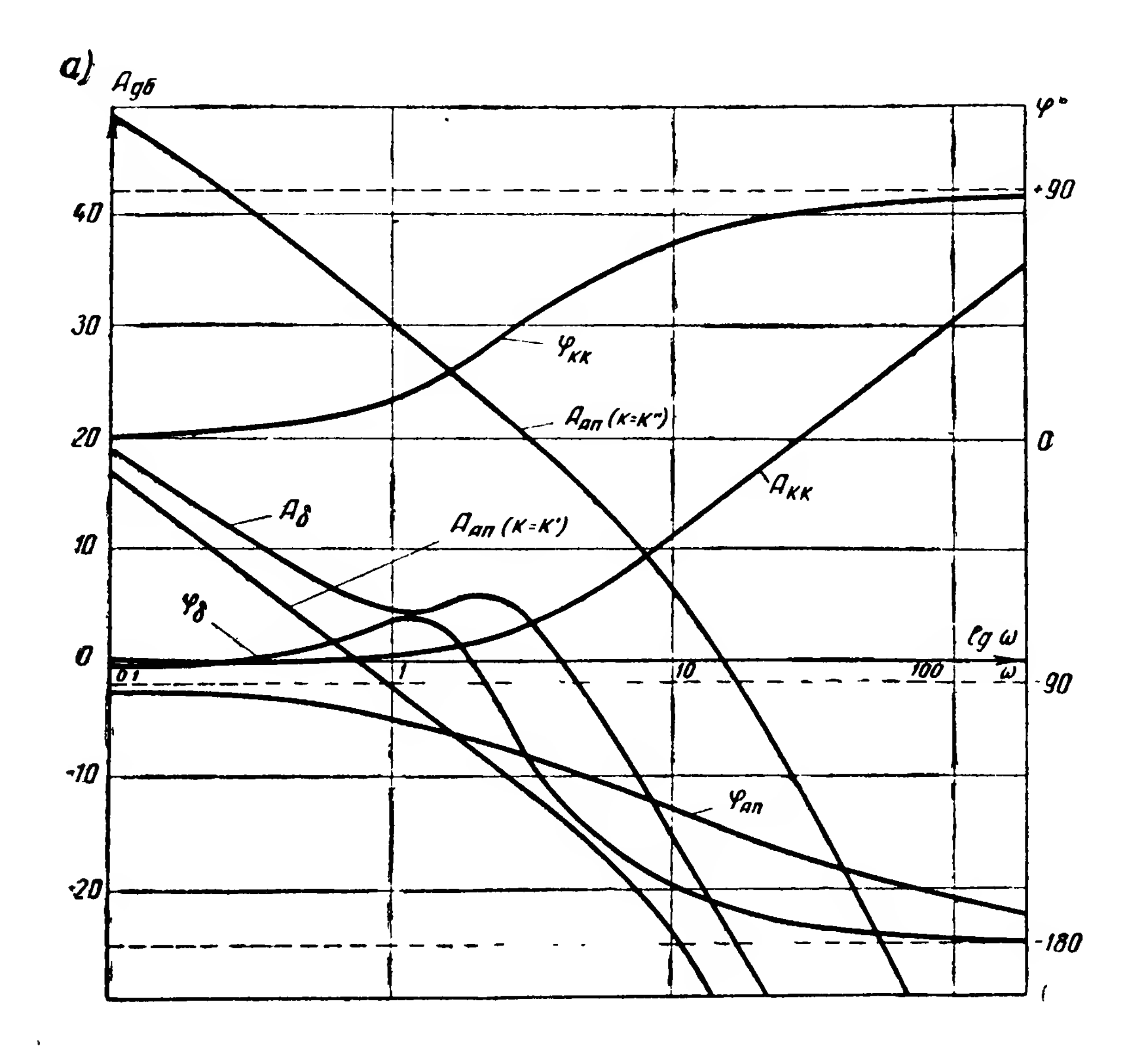
Рис. 6.4. Частотные характеристики статической системы стабилизации с введением производной:

а — элементы системы; *б* — разомкнутая система

На рис. 6.5,*а* изображены амплитудная A_δ и фазовая φ_δ характеристики летательного аппарата, амплитудная $A_{\text{ап}}$ и фазовая $\varphi_{\text{ап}}$ характеристики, соответствующие множителю

$$\frac{k}{(Tp+1)\,p},$$

а также амплитудная $A_{\text{кк}}$ и фазовая $\varphi_{\text{кк}}$ характеристики корректирующего контура (T_1p+1). Амплитудная характеристика $A_{\text{ап}}$ построена



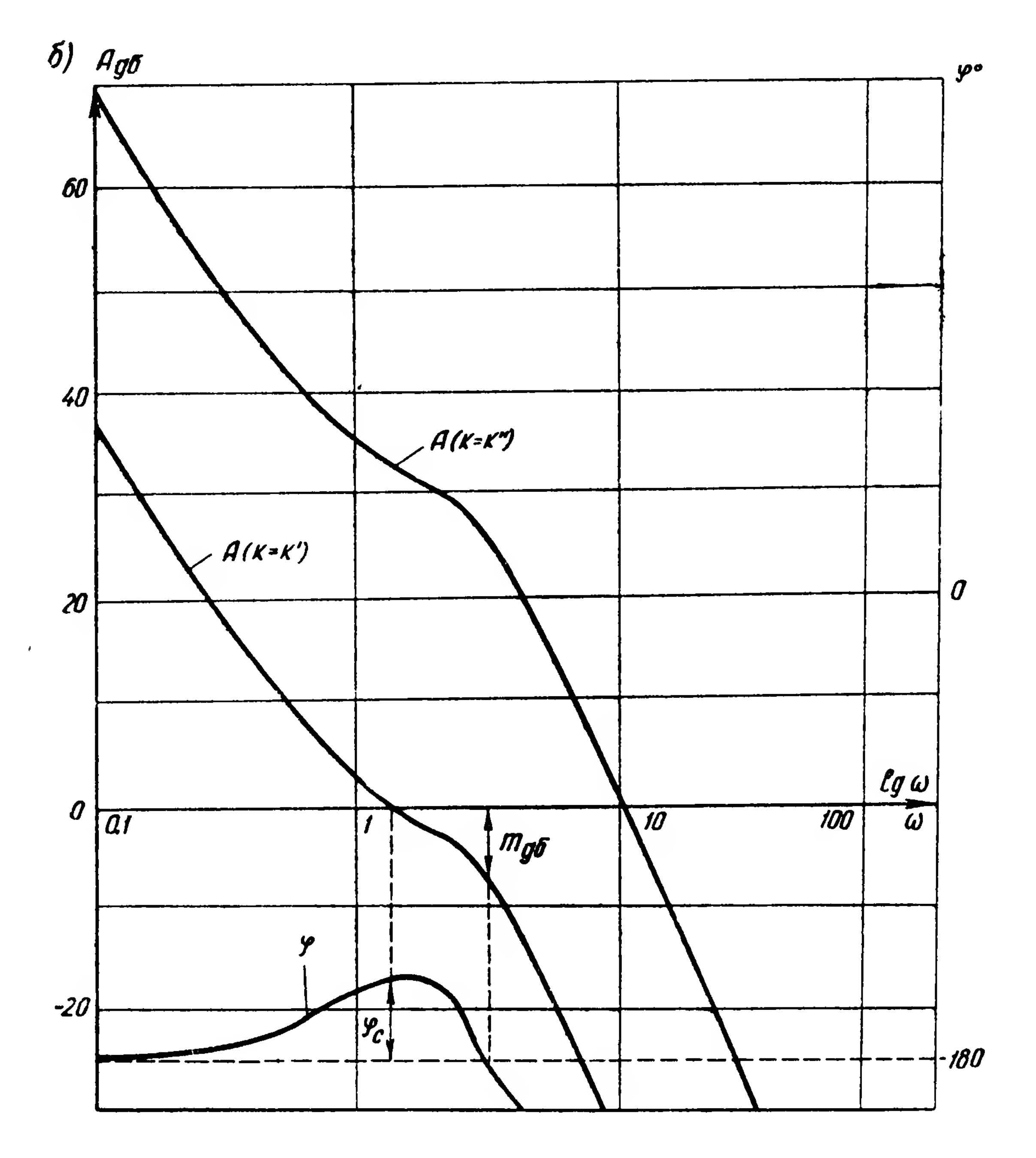


Рис. 6.5. Частотные характеристики астатической системы стабилизации с введением производной:

а — элементы системы; *б* — разомкнутая система

для двух коэффициентов усиления $k=k'$ и $k=k''$ ($k''>k'$). Суммируя соответствующие характеристики, получим логарифмическую амплитудную A и фазовую φ характеристики разомкнутой системы стабилизации для двух значений коэффициента усиления (рис. 6.5,*б*). Из графиков рис. 6.5,*б* видно, что система устойчива лишь при малом значении коэффициента усиления. Запас устойчивости системы мал. По этой причине астатический автопилот с рассматриваемым законом регулирования обычно не применяется.

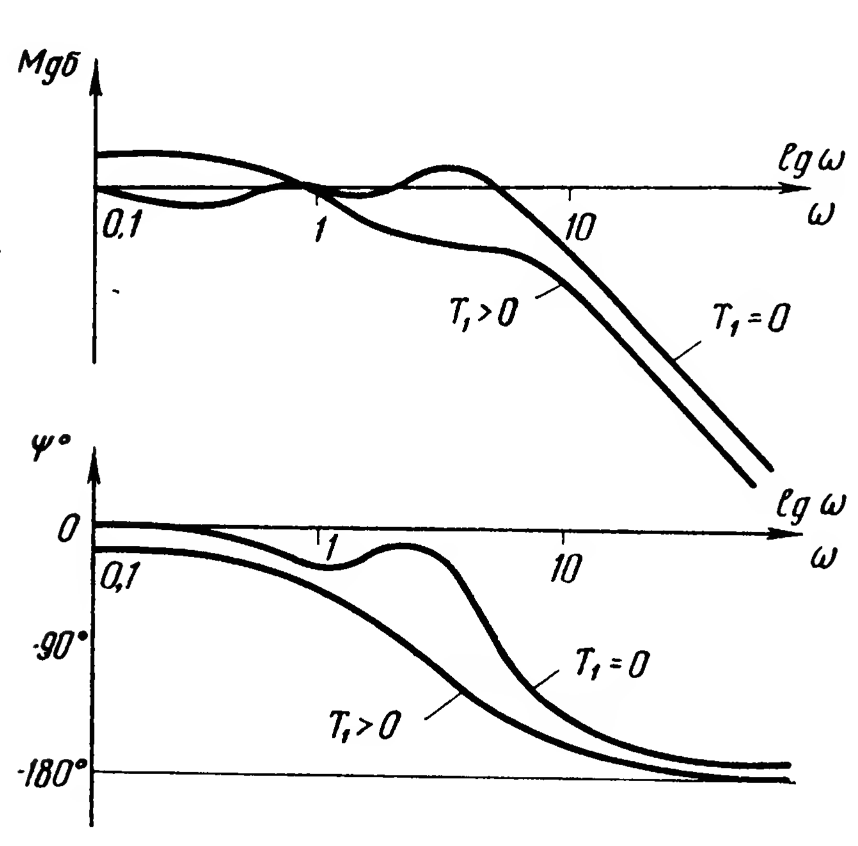


Рис. 6.6. Влияние коэффициента при первой производной

Для того чтобы выяснить влияние производной на реакции системы при изменениях управляющих и возмущающих воздействий, оценим изменения, которые претерпевают при этом частотные характеристики замкнутой системы. Строя эти характеристики для случаев отсутствия и наличия производной, можно заключить (рис. 6.6), что введение производной уменьшает восприимчивость системы к возмущающим воздействиям, что и устанавливается в общей теории автоматического регулирования.

В полной аналогии с предыдущим может быть рассмотрено влияние введения второй производной $\ddot{\vartheta}$ в закон регулирования.

Введение второй производной позволяет компенсировать отрицательное влияние на устойчивость системы собственных запаздываний автопилота. При этом получаемое опережение по фазе оказывается обычно столь значительным, что позволяет использовать астатическую рулевую машинку, осуществляя тем самым астатичность системы стабилизации по отношению к рассматриваемому возмущающему воздействию. Поэтому во многих случаях включение второй производной позволяет избежать обратных связей в системе.

Уравнение автопилота в этом случае имеет следующий вид:

$$(Tp+1)\,p\delta_{\text{в}} = (k + k_1 p + k_2 p^2)\,\vartheta$$

или

$$(Tp+1)\,p\delta_{\text{в}} = k\,(1 + 2\,\xi_1 T_1 p + T_1^2 p^2)\,\vartheta,$$

где

$$2\,\xi_1 T_1 = \frac{k_1}{k}; \qquad T_1^2 = \frac{k_2}{k}.$$

На рис. 6,7,*а* изображены характеристики A_δ и φ_δ летательного аппарата, частотные характеристики $A_{\text{ап}}$ и $\varphi_{\text{ап}}$, соответствующие сомножителю

$$\frac{k}{(Tp+1)p},$$

а также характеристики $A_{\text{кк}}$ и $\varphi_{\text{кк}}$ корректирующего контура

$$(1+2\xi_1 T_1 p + T_1^2 p^2).$$

На рис. 6.7,*б* приведена амплитудная A и фазовая φ характеристики разомкнутой системы. Из расположения последних характеристик видно, что система стабилизации при выбранных параметрах устойчива при любых коэффициентах усиления. К тем же последствиям приводит и использование производных высших порядков. Однако их практическая реализация сопровождается погрешностями и запаздываниями, в свою очередь увеличивающими постоянные времени автопилота, с вытекающими отсюда последствиями (ухудшение устойчивости и т.п.). Поэтому более высокие производные, чем вторая, значительно усложняя схемы, не дают практически заметного эффекта.

Что касается вопроса о необходимости введения второй производной, то он разрешается в зависимости от характеристик летательного аппарата, постоянных времени автопилота и требований, предъявляемых к системе стабилизации.

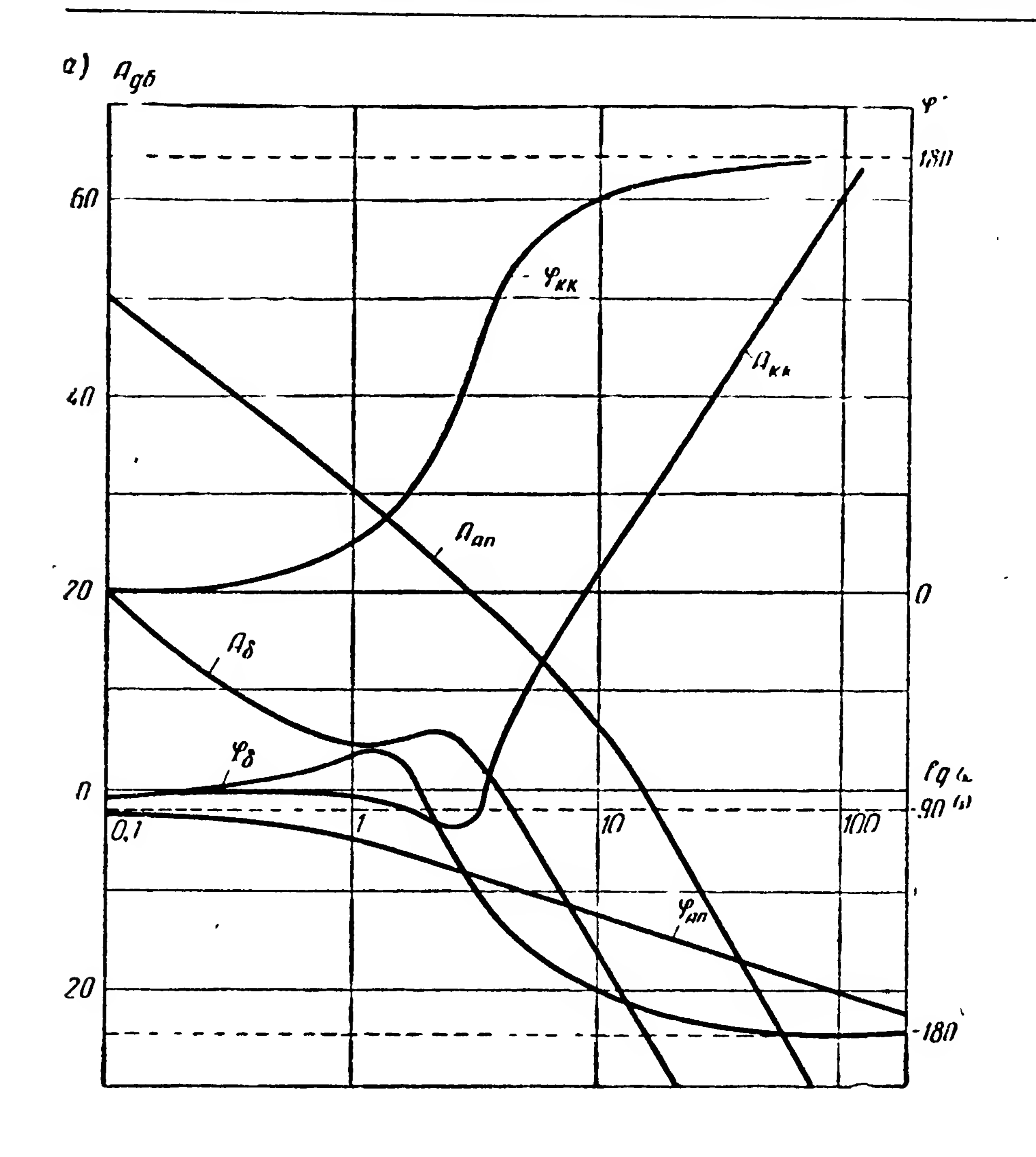
Проведенный выше анализ влияния структуры и характеристик автопилота на основные показатели качества системы стабилизации позволяет сделать следующие выводы.

При независимой стабилизации вращательного движения летательного аппарата вокруг одной оси использование простейшего статического автопилота (6.1) целесообразно в том случае, если аппарат обладает достаточным собственным запасом устойчивости, но не обеспечивает необходимой статической точности сохранения заданного установившегося режима полета. Автопилот данного типа не дает возможности значительно увеличить передаточное число k автопилота по углу отклонения, так как наличие неизбежных постоянных времени втопилота ограничивает его некоторым критическим значением, при котором теряется устойчивость системы.

Увеличение указанного коэффициента k уменьшает время переходного процесса и статическую ошибку системы, но может увеличить перерегулирование. При этом в связи с расширением полосы пропускания системы могут возрасти динамические погрешности, обусловленные высокочастотными возмущениями.

При таком законе регулирования (6.1) использование астатического автопилота невозможно, так как это приведет к потере устойчивости.

Введение в закон регулирования производной улучшает устойчивость системы, увеличивает критическое значение коэффициента усиления разомкнутой системы. Вместе с тем такое видоизменение закона регулирования понижает восприимчивость системы к непрерывно действующим высокочастотным возмущениям. Одновременно введение



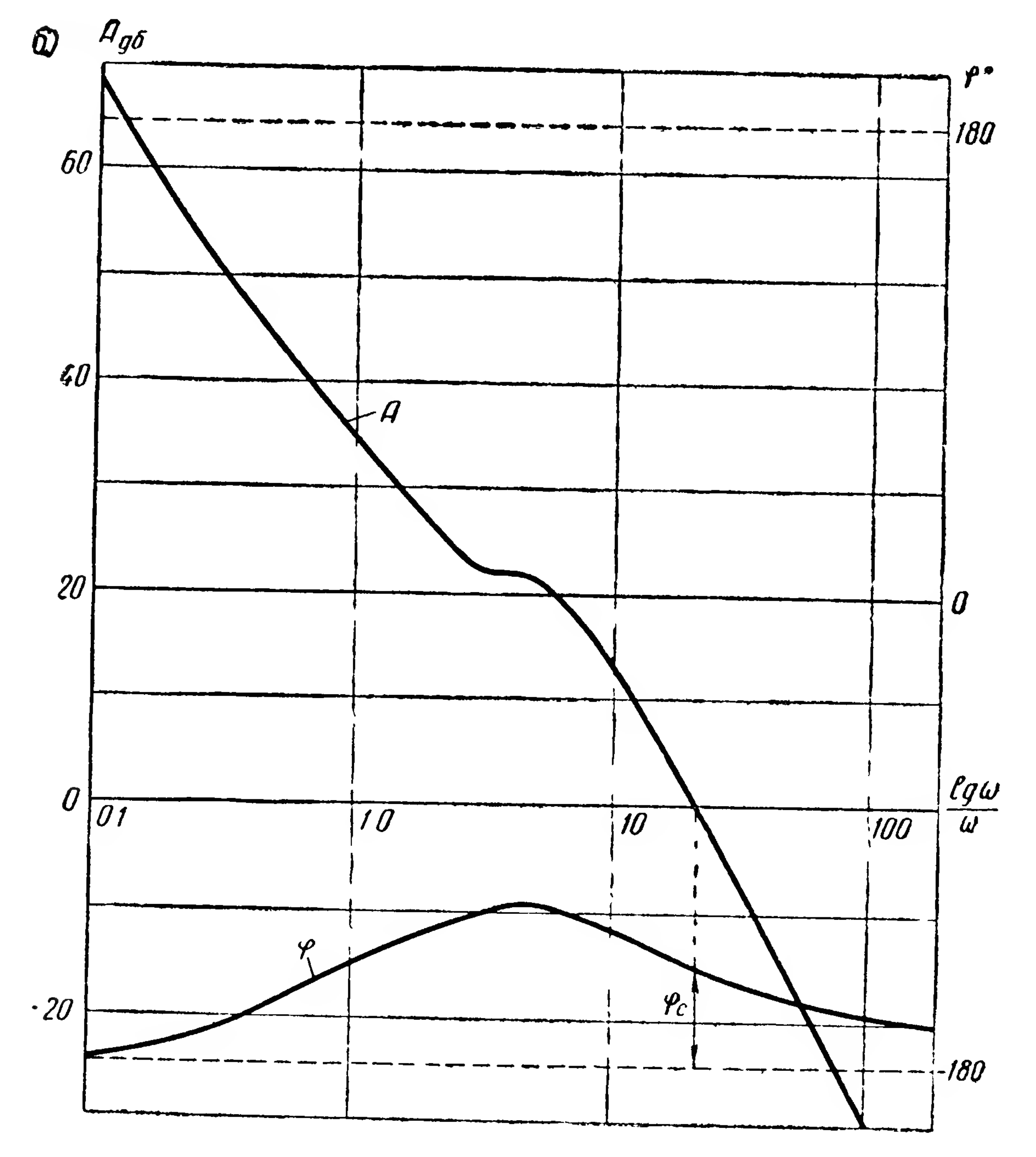


Рис. 6. 7. Частотные характеристики астатической системы стабилизации с введением первой и второй производных:

а— элементы системы; *б*— разомкнутая система

производной увеличивает восприимчивость системы летательный аппарат — автопилот к низкочастотным управляющим воздействиям, улучшая тем самым управляемость летательного аппарата. Введение первой производной делает возможным использование астатического автопилота. Последнее исключает статические ошибки системы стабилизации, ослабляет ее восприимчивость к низкочастотным возмущающим воздействиям.

Введение второй производной ведет к дальнейшему улучшению схемы в тех же направлениях. Как правило, оно имеет своей целью уменьшение отрицательного влияния на устойчивость системы собственных запаздываний автопилота.

Использование различных обратных связей, охватывающих обычно усилительные и исполнительные элементы автопилота, следует рассматривать как средство уменьшения постоянных времени этих элементов. Именно указанные постоянные времени составляют, как правило, основную часть постоянных времени автопилота.

Рассмотренное выше влияние закона регулирования и постоянных времени автопилота на основные показатели работы системы стабилизации определяет соображения, которые принимаются во внимание при выборе типа и структуры автопилота и определении его основных параметров. Они же дают возможность обоснования всех усложнений, вносимых в схему автопилота.

§ 3. СТАБИЛИЗАЦИЯ ДВИЖЕНИЯ КРЕНА

Рассмотрим сначала назначение системы стабилизации крена.

Если летательный аппарат не изменяет своей ориентации по отношению к плоскости горизонта $x_g O z_g$ (рис. 6.8), то, очевидно, для его

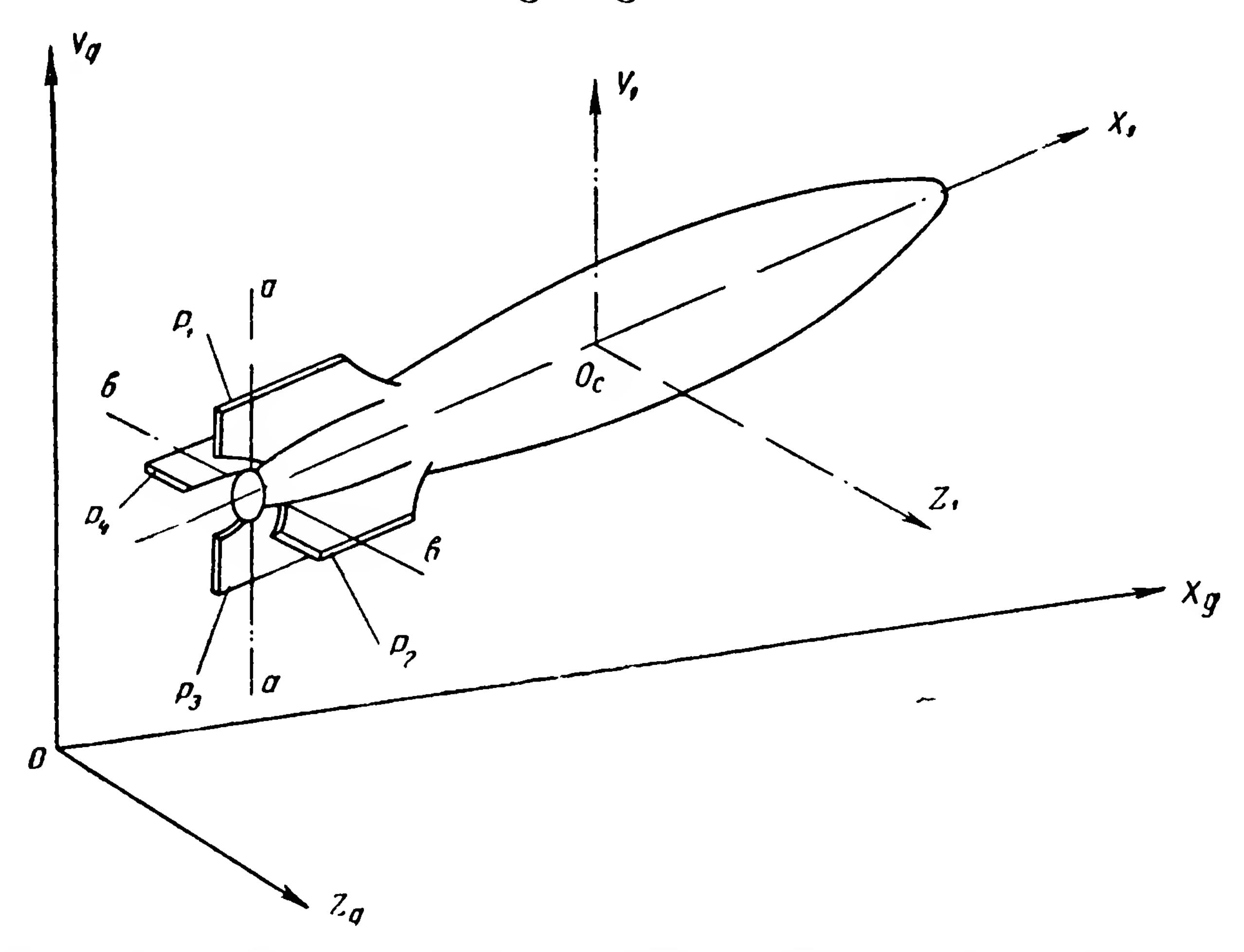


Рис. 6.8. Схема действия рулей летательного аппарата

поворота вокруг оси $O_c y_1$ необходимо произвести поворот рулей P_1 и P_3 вокруг оси aa на тот или иной угол. В свою очередь для поворота летательного аппарата относительно оси $O_c z_1$ должна быть повернута вторая пара рулей P_2 и P_4 соответственно вокруг оси bb. При повороте летательного аппарата вокруг его продольной оси $O_c x_1$ функции рулей постепенно меняются. Моменты, возникающие при отклонении рулей, могут быть представлены в следующем виде:

$$M_{y_1} = -k_y \delta_н; \qquad M_{z_1} = -k_z \delta_В,$$

где M_{y_1}; M_{z_1} — моменты относительно соответствующих связанных с летательным аппаратом осей;

k_y и k_z — коэффициенты пропорциональности.

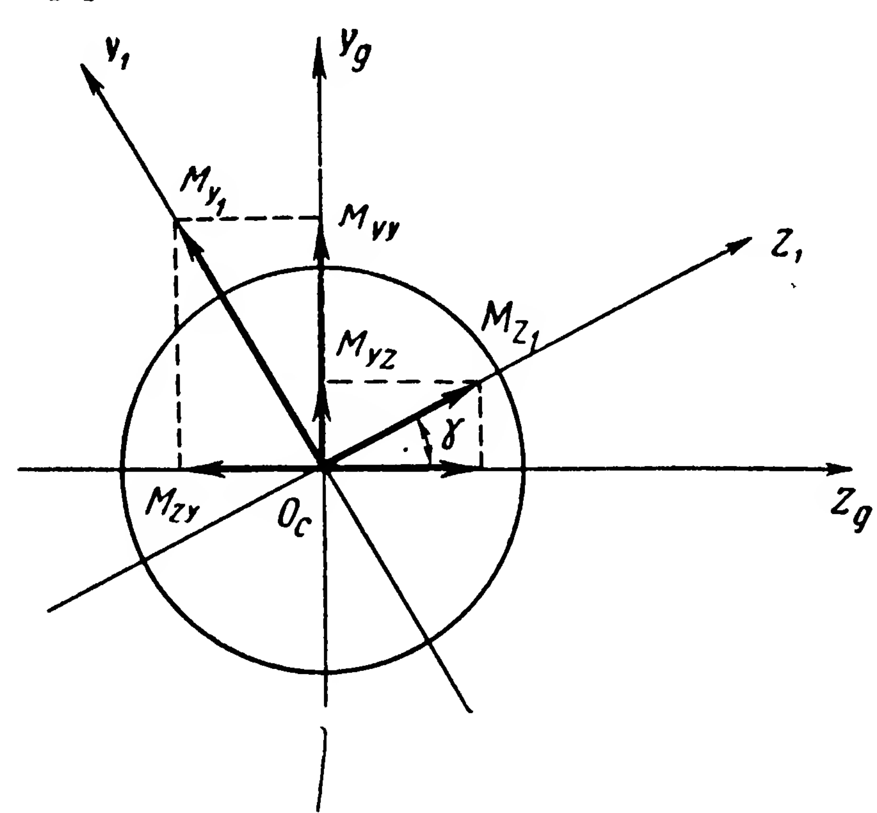


Рис. 6.9. Зависимость момента рулей от угла крена

Отклонения рулей в зависимости от углов рыскания и тангажа могут быть выражены равенствами:

$$\delta_н = K(p)\psi; \qquad \delta_В = K(p)\vartheta,$$

где $K(p)$ — передаточные функции автопилота.

Таким образом,

$$M_{y_1} = -k_y K(p)\psi;$$
$$M_{z_1} = -k_z K(p)\vartheta.$$

Эти моменты дадут, как это следует из рис. 6.9, проекции на оси неподвижной системы координат

$$M_z = -M_{zy} + M_{zz} = M_{z_1}\cos\gamma - M_{y_1}\sin\gamma;$$
$$(6.4)$$
$$M_y = M_{yz} + M_{yy} = M_{y_1}\cos\gamma + M_{z_1}\sin\gamma$$

или

$$M_z = -k_z K(p)\,\vartheta\cos\gamma + {}_y k K(p)\,\psi\sin\gamma;$$

$$M_y = -k_y K(p)\,\psi\cos\gamma - k_z K(p)\,\vartheta\sin\gamma.$$

Следовательно, величины моментов рулей зависят от угла крена γ. В случае $\gamma=90°$

$$M_z = k_y K(p)\,\psi; \qquad M_y = -k_z K(p)\,\vartheta,$$

т. е. рули направления создают момент относительно горизонтальной оси, а рули высоты стали играть роль рулей направления. В случае $\gamma=180°$ направление отклонения рулей происходит в сторону, обратную необходимой. Указанные явления нарушают нормальную работу

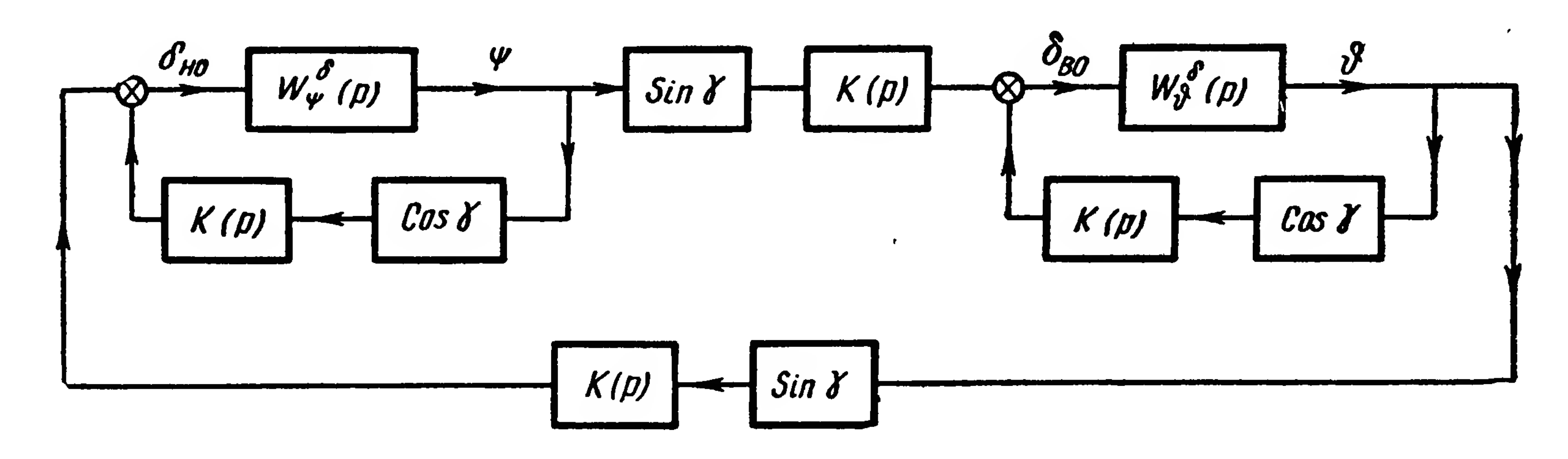


Рис. 6.10. Схема связанной системы стабилизации

системы стабилизации каналов тангажа и рыскания, приводя к взаимосвязи между этими каналами и потере устойчивости.

Моменты M_z и M_y создаются перемещениями рулей высоты $\delta_{во}$ и направления $\delta_{но}$. Эти перемещения рулей будут:

$$\delta_{во} = K(p)\,[\vartheta\cos\gamma - \psi\sin\gamma];$$

$$\delta_{но} = K(p)\,[\psi\cos\gamma + \vartheta\sin\gamma].$$

Присоединив сюда уравнения летательного аппарата

$$\vartheta = W^{\delta}_{\vartheta}(p)\,\delta_{во} \quad \text{и} \quad \psi = W^{\delta}_{\psi}(p)\,\delta_{но},$$

получим систему, структурная схема которой приведена на рис. 6.10. На основании рис. 6.10 получаем передаточную функцию разомкнутой системы

$$G(p) = \frac{W^{\delta}_{\psi}(p)}{1 + W^{\delta}_{\psi}(p)\,K(p)\cos\gamma}\; K^2(p)\sin^2\gamma\; \frac{W^{\delta}_{\vartheta}(p)}{1 + W^{\delta}_{\vartheta}(p)\,K(p)\cos\gamma}.$$

Считая, что летательный аппарат имеет осесимметричную аэродинамическую схему и

$$W^{\delta}_{\psi}(p) = W^{\delta}_{\vartheta}(p),$$

получаем

$$G \;\; \left[\frac{W_{\vartheta}^{\delta}(p)\, K(p) \sin\gamma}{1 + W_{\vartheta}^{\delta}(p)\, K(p) \cdot \cos\gamma}\right]^2.$$

Предположим, что системы стабилизации курса и тангажа без учета крена летательного аппарата устойчивы. Будем считать также, что при этом обеспечивается запас устойчивости по фазе, равный φ_c°.

Тогда можно записать, что

$$W_{\vartheta}^{\delta}(j\omega) \cdot K(j\omega) = A(\omega)\, e^{-j(\pi - \varphi_0)},$$

где φ_0 — избыток фазы.

Функция $G(j\omega)$ имеет вид

$$G(j\omega) = \left[\frac{A(\omega)\, e^{-j(\pi - \varphi_0)} \sin\gamma}{1 + A(\omega)\, e^{-j(\pi - \varphi_0)} \sin\gamma}\right]^2$$

или

$$\left| G(j\omega) \right| = \frac{\left| A(\omega)\, e^{-j(\pi - \varphi_0)} \sin\gamma \right|^2}{\left| 1 + A(\omega)\, e^{-j(\pi - \varphi_0)} \cos\gamma \right|^2}$$

и

$$\arg\left[G(j\omega)\right] = \arg\left[A(\omega)\, e^{-j(\pi - \varphi_0)} \sin\gamma\right]^2 - \arg\left[1 + A(\omega)\, e^{-j(\pi - \varphi_0)} \cos\gamma\right]^2.$$

После несложных преобразований с учетом формулы

$$e^{-j(\pi - \varphi_0)} = -(\cos\varphi_0 + j \sin\varphi_0)$$

получаем

$$\left| G(j\omega) \right| = \frac{A^2(\omega) \sin^2\gamma}{1 - 2A(\omega) \cos\gamma \cos\varphi_0 + A^2(\omega) \cos^2\gamma};$$

$$\arg\left[G(j\omega)\right] = -2(\pi - \varphi_0) + 2 \operatorname{arctg} \frac{A(\omega) \sin\varphi_0 \cos\gamma}{1 - A(\omega) \cos\varphi_0 \cos\gamma}.$$

Определим критические углы крена $\gamma_{кр}$, при которых система теряет устойчивость. При этом имеют место следующие равенства:

$$\left.\begin{aligned} &\frac{A^2(\omega) \sin^2\gamma_{кр}}{1 - 2A(\omega) \cos\gamma_{кр} \cos\varphi_0 + A^2(\omega) \cos^2\gamma_{кр}} = 1; \\ &-2(\pi - \varphi_0) + 2 \operatorname{arctg} \frac{A(\omega) \sin\varphi_0 \cdot \cos\gamma_{кр}}{1 - A(\omega) \cos\varphi_0 \cos\gamma_{кр}} = -\pi. \end{aligned}\right\} \quad (6.4, a)$$

Последнее равенство удовлетворяется, когда

$$A(\omega) = \frac{\cos\varphi_0}{\cos\gamma_{кр}}.$$

Подставив полученный результат в первое уравнение системы, находим

$$\frac{\mathrm{tg}^2\gamma_{кр}}{\mathrm{tg}^2\varphi_0} = 1,$$

откуда

$$\gamma_{кр} = \varphi_0.$$

Частота ω, при которой модуль частотной характеристики $A(\omega)$ разомкнутой системы стабилизации тангажа и крена обращается в единицу, соответствует частоте среза ω_c. При частоте среза указанные системы имеют избыток фазы, равный запасу устойчивости системы по фазе. Таким образом, при крене летательного аппарата устойчивость связанной системы будет сохраняться до значения углов крена, не превышающих запас устойчивости по фазе изолированных систем стабилизации курса и тангажа. Стабилизация летательного аппарата по крену ликвидирует эту взаимосвязь между каналами.

Проведенный в предыдущем параграфе анализ относился к стабилизации вращательного движения летательного аппарата вокруг какой-либо из его поперечных осей. Естественно, что динамические особенности движения летательного аппарата вокруг его продольной оси качественно не отличаются от рассмотренных выше случаев продольного и курсового движений. Особенности задачи стабилизации движения крена, если эта стабилизация осуществляется вне зависимости от других движений летательного аппарата, в частности курсового, несущественны и определяются некоторыми особенностями динамических свойств самого летательного аппарата и требованиями, предъявленными к системе.

Отметим, что как самостоятельная задача автоматической стабилизации кренового движения летательного аппарата возникает обычно в тех случаях, когда указанное креновое движение действительно является независимым от других. При стабилизации движения летательных аппаратов самолетной схемы контур стабилизации бокового движения состоит из связанных между собой контуров стабилизации курса и крена.

В некоторых случаях не требуется большая точность стабилизации по крену, например в беспилотных телеуправляемых и самонаводящихся летательных аппаратах. При достаточно высокой частоте собственных колебаний системы по крену по отношению к частоте собственных колебаний этой же системы по тангажу и рысканию колебания летательного аппарата по крену не вызовут заметной взаимосвязи между каналами стабилизации. Это объясняется тем, что каналы стабилиза-

ции рыскания и тангажа не будут успевать реагировать на изменения крена, происходящие с частотой, большей полосы пропускания указанных каналов. Поэтому полоса пропускания замкнутой системы стабилизации крена должна быть больше полосы пропускания системы стабилизации рыскания и тангажа. Считается достаточным запас частот для контура стабилизации крена в одну декаду*.

В некоторых случаях стабилизацию крена летательного аппарата не осуществляют. Представим себе, что в схему автопилота введен преобразователь координат, выполняющий операции, описываемые равенствами:

$$\left.\begin{aligned} M_{y_1} &= -kK(p)[\psi\cos\gamma - \vartheta\sin\gamma]; \\ M_{z_1} &= -kK(p)[\psi\sin\gamma + \vartheta\cos\gamma]. \end{aligned}\right\} \quad (6.5)$$

Подставив выражения (6,5) в равенства (6,4), получим

$$M_y = -kK(p)[(\psi\cos\gamma - \vartheta\sin\gamma)\cos\gamma + (\psi\sin\gamma + \vartheta\cos\gamma)\sin\gamma] = \\ = -kK(p)\,\psi;$$

$$M_z = -kK(p)[(\psi\sin\gamma + \vartheta\cos\gamma)\cos\gamma - (\psi\cos\gamma - \vartheta\sin\gamma)\sin\gamma] = -kK(p)\vartheta.$$

Таким образом осуществляется нормальная работа систем стабилизации тангажа и рыскания, несмотря на отклонение летательного аппарата по крену.

Точное осуществление зависимости (6.5) требует применения решающих устройств типа синусно-косинусных потенциометров или вращающихся трансформаторов. Одна из возможных схем с использованием синусно-косинусных потенциометров показана на рис. 6.11.

Как видно из схемы, для стабилизации летательного аппарата по курсу и тангажу используется только один гироскоп Γ_1. Сигналы отклонения летательного аппарата от заданного режима полета по углу курса снимаются с потенциометра Π_1, а по углу тангажа — с потенциометра Π_2. Для того чтобы гироскоп Γ_1 измерял именно углы отклонения летательного аппарата по курсу и тангажу, его корпус K смонтирован относительно летательного аппарата не жестко, как это делается обычно, а на подшипниках, обеспечивающих свободу вращения прибора вокруг оси EE.

По оси EE корпус K прибора жестко соединен с наружным кардановым кольцом второго гироскопа Γ_2, который является стабилизатором первого гироскопа при вращении ракеты вокруг ее продольной оси Ox_1, совмещенной с осью EE гироскопического устройства. Поэтому при повороте ракеты вокруг оси симметрии на любой угол γ корпус гироскопа Γ_1 будет сохранять неизменное положение относительно координатных осей Ox_g и Oy_g.

* Локк А. С. Управление снарядами. ГИТТЛ, 1957, стр. 688.

Таким образом, при вращении летательного аппарата вокруг оси Ox_1 корпус K гироскопа $Г_1$, будучи стабилизированным гироскопом $Г_2$, сохранит свое положение неизменным и вследствие этого переместится по отношению к корпусу летательного аппарата. Вместе с корпусом K первого гироскопа $Г_1$ и наружным кольцом гироскопа $Г_2$

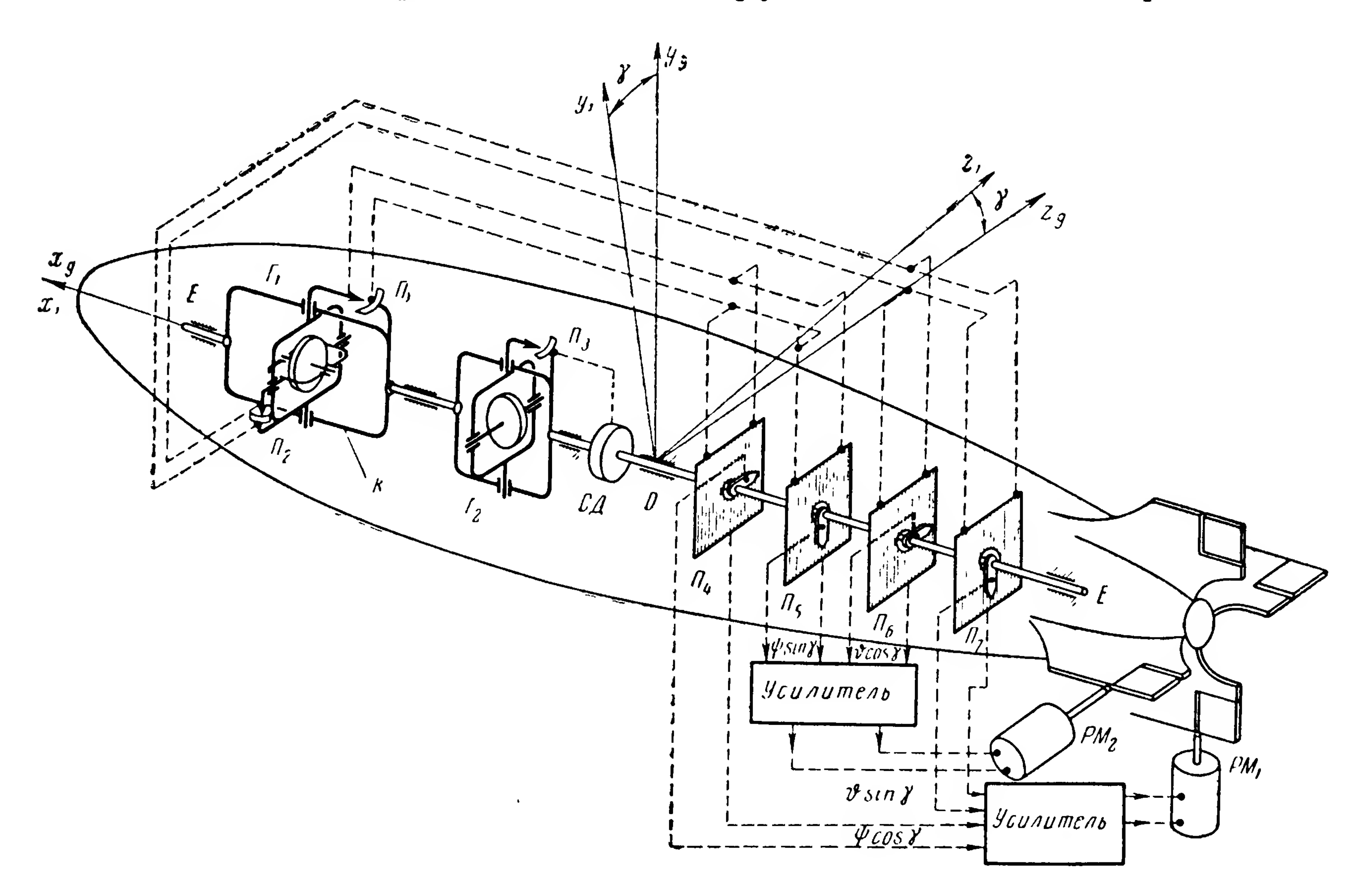


Рис. 6.11. Схема преобразователя координат с использованием потенциометров

переместятся относительно корпуса ракеты и движки потенциометров $П_4$, $П_5$, $П_6$ и $П_7$.

Так как движки указанных потенциометров жестко связаны по оси EE с обоими гироскопами, а обмотки потенциометров укреплены неподвижно на корпусе летательного аппарата, то при вращении последнего вокруг оси симметрии движки потенциометров будут перемещаться по их обмоткам, поворачиваясь на угол γ.

Чтобы помочь гироскопам преодолевать сопротивление, возникающее вследствие наличия сил трения в опорах подвеса по оси EE и в потенциометрах $П_4$, $П_5$, $П_6$ и $П_7$, в гироскопическом устройстве предусмотрен стабилизирующий двигатель $СД$. При больших моментах сил сопротивления по оси EE гироскоп $Г_2$, не имея возможности их преодолеть, начнет прецессировать вокруг своей внутренней оси подвеса. Вместе с гироскопом $Г_2$ начнет поворачиваться вокруг его внутренней оси и движок потенциометра $П_3$, благодаря чему будет включен стабилизирующий двигатель $СД$, момент которого и компенсирует момент сил сопротивления.

С каждого потенциометрического датчика $П_1$ и $П_2$ гироскопа $Г_1$ сигналы подаются параллельно на два потенциометра $П_4$ и $П_5$ и соответственно $П_6$ и $П_7$. В каждой паре указанных потенциометров движки установлены под углом в 90°, поэтому снимаемое с потенциометров напряжение будет пропорционально в одном случае синусу, а во втором косинусу угла γ поворота ракеты вокруг ее оси симметрии. Подключением сигналов, снимаемых с потенциометров $П_4$ и $П_7$, к усилителю рулевой машинки $РМ_1$, а с потенциометров $П_5$ и $П_6$ к усилителю рулевой машинки $РМ_2$ и осуществляется автоматическое перераспределение командных сигналов между рулевыми машинками. В результате, несмотря на вращение летательного аппарата вокруг своей оси симметрии, при нарушении заданного режима полета рули управления будут срабатывать таким образом, чтобы возвратить летательный аппарат на заданную траекторию. В крайних положениях, при углах поворота ракеты 0, 90, 180 и 270°, функции рулей управления будут строго разграничены. В остальных случаях обе пары рулей будут работать одновременно.

§ 4. СТАБИЛИЗАЦИЯ ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ КООРДИНИРОВАННОМ УПРАВЛЕНИИ РУЛЯМИ

Проведенный в предыдущих параграфах анализ и сделанные на его основе выводы, с одной стороны, связаны с раздельным рассмотрением трех движений летательного аппарата (продольного, рыскания и крена), а с другой, предполагают использование в каждом случае стабилизации лишь одного, соответствующего органа управления. Такие ограничивающие предположения во многих случаях дают качественно правильную картину и позволяют получать расчетным путем предварительные количественные результаты с достаточной для практики точностью. При этом оказывается возможным действительно независимое использование различных органов управления в каждом из указанных каналов стабилизации. Примерами задач, успешно решаемых в таком плане, являются задачи стабилизации многих управляемых снарядов (в частности, снарядов осесимметричной аэродинамической схемы).

Однако в некоторых случаях значительные преимущества заключаются в возможности использования для стабилизации заданного режима полета одновременно нескольких управляющих органов. При этом приходится обращаться к связанному рассмотрению различных движений летательного аппарата.

Наиболее характерным примером такой постановки задачи является осуществление автоматической стабилизации бокового движения летательного аппарата самолетной схемы. Боковое движение может быть представлено состоящим из связанных между собой движений рыскания и крена. Для обеспечения требуемого качества стабилизации курсового движения приходится усложнять закон регулирования,

в то время как необходимое качество стабилизации движения крена достигается сравнительно просто.

Рассмотрим вопрос о возможности повышения качества стабилизации курсового движения путем одновременного воздействия на руль направления и элерона. Ожидаемые преимущества основаны на следующих соображениях. Затягивание переходных процессов в движении рыскания объясняется недостаточной эффективностью руля направления.

В связи с тем что отклонение элеронов и возникающий при этом крен приводят к развороту летательного аппарата в сторону крена, то такое отклонение может явиться эффективной мерой для убыстрения возникающих переходных процессов. Кроме того, подобное одновременное воздействие дает возможность избежать скольжения летательного аппарата, во многих случаях нежелательного.

Устранение скольжения позволяет улучшить и управляемость летательного аппарата, так как при $\beta \approx 0$ угол поворота ψ аппарата становится близким к углу φ поворота вектора скорости $\overline{V}$, т. е., иными словами, поворот летательного аппарата непосредственным образом, без длительных переходных процессов, приводит к изменению направления полета.

Из уравнений (2.12) бокового движения летательного аппарата, полагая в последнем из них $\beta \approx 0$, получим

$$\Delta\dot{\varphi} \approx -b_5 \Delta\gamma.$$

Отсюда следует, что при отсутствии скольжения угол поворота направления полета пропорционален интегралу от угла крена. Таким образом, создание крена является эффективным способом управления курсовым движением летательного аппарата.

Для выяснения картины влияния структуры автопилота и его основных параметров на характеристики системы летательный аппарат—автопилот воспользуемся уравнениями движения системы.

Будем исходить из структурной схемы, приведенной на рис. 5.4, полагая в данном конкретном случае

$$x_1 = \psi; \qquad x_2 = \gamma,$$

т. е. принимая за регулируемые (и измеряемые) параметры углы рыскания и крена. В качестве регулирующих параметров выберем углы $\delta_н$ и $\delta_э$ отклонения руля направления и элеронов соответственно так, чтобы

$$\delta_1 = \delta_н; \qquad \delta_2 = \delta_э.$$

Для простоты ограничимся учетом возмущений f_z, определяемых боковыми порывами ветра, полагая остальные возмущающие воздействия отсутствующими, т. е.

$$f_{my} = f_{mx} = 0.$$

Выясняя принципиальную картину влияния изменения структуры автопилота, не будем принимать во внимание динамические ошибки последнего, полагая его идеальным. Влияние указанных ошибок на работу системы стабилизации было рассмотрено в предыдущих параграфах. Ограничиваясь введением в закон регулирования первых производных, возьмем уравнения автопилота в следующем виде:

$$\delta_н = (k_{1\psi} + k_{1\dot{\psi}}\, p)\, \psi + (k_{1\gamma} + k_{1\dot{\gamma}}\, p)\, \gamma;$$

$$\delta_э = (k_{2\psi} + k_{2\dot{\psi}}\, p)\, \psi + (k_{2\gamma} + k_{2\dot{\gamma}}\, p)\, \gamma.$$

Рис. 6.12. Структурная схема автопилота

Учитывая все изложенное, можем заключить, что общая структурная схема в рассматриваемой задаче принимает вид, приведенный на рис. 6.12.

Уравнения (5.9) замкнутой системы в данном случае могут быть записаны в следующей форме:

$$\psi = Y_{\psi}(p)\, y + \Phi_{\psi}(p)\, f;$$

$$\gamma = Y_{\gamma}(p)\, y + \Phi_{\gamma}(p)\, f,$$

где $Y(p)$ и $\Phi(p)$— соответствующие передаточные функции замкнутой системы, для нахождения которых следует воспользоваться выражениями (5.10) — (5.14).

В соответствии с принятыми уравнениями автопилота в указанных соотношениях следует считать

$$d_1^{\mathrm{I}}(p) = d_2^{\mathrm{I}}(p) = d_1^{\mathrm{II}}(p) = d_2^{\mathrm{II}}(p) = 1;$$

$$m_{11}^{\mathrm{I}}(p) = k_{1\psi} + k_{1\dot{\psi}}\, p; \qquad m_{11}^{\mathrm{II}}(p) = m_{22}^{\mathrm{II}}(p) = 1;$$

$$m_{12}^{\mathrm{I}}(p) = k_{1\gamma} + k_{1\dot{\gamma}}\, p; \qquad m_{12}^{\mathrm{II}}(p) = m_{21}^{\mathrm{II}}(p) = 0;$$

$$m_{21}^{\mathrm{I}}(p) = k_{2\psi} + k_{2\dot{\psi}}\, p;$$

$$m_{22}^{\mathrm{I}}(p) = k_{2\gamma} + k_{2\dot{\gamma}}\, p.$$

Исключая из уравнений (2.12) бокового движения летательного аппарата переменную β, получим систему уравнений движения летательного аппарата вида

$$\dddot{\psi} + (b_1 - b_4)\ddot{\psi} + (b_2 - b_1 b_4)\dot{\psi} + b_5\gamma = -b_3\dot{\delta}_н + b_3 b_4\delta_н + b_2 f_z;$$

$$c_2\ddot{\psi} + c_2 b_1\dot{\psi} - b_2\ddot{\gamma} - c_1 b_2\dot{\gamma} = +c_3 b_2\delta_э + c_2 b_3\delta_н,$$

откуда можем записать

$$d_{11}(p) = p^3 + (b_1 - b_4)p^2 + (b_2 - b_1 b_4)p;$$

$$d_{12}(p) = b_5;$$

$$d_{21}(p) = c_2 p^2 + c_2 b_1 p;$$

$$d_{22}(p) = -(b_2 p^2 - c_1 b_2 p);$$

$$d_{13}(p) = -b_3 b_4 + b_3 p;$$

$$d_{14}(p) = 0;$$

$$d_{23}(p) = -c_2 b_3;$$

$$d_{24}(p) = +c_3 b_2;$$

$$n_{11}(p) = b_2;$$

$$n_{21}(p) = 0.$$

Подставляя все указанные выражения в формулы (5.10) — (5.14) и производя необходимые преобразования, получим

$$\left.\begin{aligned} Y_\psi(p) &= \frac{b_{0\psi}p^3 + b_{1\psi}p^2 + b_{2\psi}p + b_{3\psi}}{p^5 + B_1 p^4 + B_2 p^3 + B_3 p^2 + B_4 p + B_5}; \\ Y_\gamma(p) &= \frac{b_{0\gamma}p^3 + b_{1\gamma}p^2 + b_{2\gamma}p}{p^5 + B_1 p^4 + B_2 p^3 + B_3 p^2 + B_4 p + B_5}; \end{aligned}\right\} \quad (6.6)$$

$$\left.\begin{aligned} \Phi_\psi(p) &= \frac{h_{0\psi}p^3 + h_{1\psi}p^2 + h_{2\psi}p + h_{3\psi}}{p^5 + B_1 p^4 + B_2 p^3 + B_3 p^2 + B_4 p + B_5}; \\ \Phi_\gamma(p) &= \frac{h_{0\gamma}p^2 + h_{1\gamma}p + h_{2\gamma}}{p^5 + B_1 p^4 + B_2 p^3 + B_3 p^2 + B_4 p + B_5}, \end{aligned}\right\} \quad (6.7)$$

где введены следующие обозначения

$$\left.\begin{aligned} B_1 &= -b_4 + c_1 + b_1 - c_3 k_{2\dot{\gamma}} - b_3 k_{1\dot{\psi}}; \\ B_2 &= -c_1 b_4 - b_1 b_4 + b_2 + b_1 c_1 - c_3[k_{2\gamma} + (b_1 - b_4)k_{2\dot{\gamma}}] - \\ &\quad - b_3[k_{1\psi} + (c_1 - b_4)k_{1\dot{\psi}}] + c_3 b_3(k_{2\dot{\gamma}}k_{1\dot{\psi}} - k_{2\dot{\psi}}k_{1\dot{\gamma}}); \end{aligned}\right\} (6.8)$$

$$
\left.
\begin{aligned}
B_3 &= -b_4c_1b_1 + c_2b_5 - b_2c_1 - c_3\left[(b_1 - b_4)\,k_{2\gamma} - b_1b_4k_{2\dot\gamma} + b_2k_{2\dot\gamma}\right] - \\
&\quad - b_3\left[(b_1 - b_4)\,k_{1\psi} - c_1b_4k_{1\dot\psi}\right] + c_3b_3\left[k_{2\gamma}k_{1\dot\psi} - k_{2\psi}k_{1\dot\gamma} + \right. \\
&\quad \left. + k_{1\psi}k_{2\dot\gamma} - k_{1\gamma}k_{2\dot\psi} - b_4\,(k_{2\dot\gamma}k_{1\dot\psi} - k_{2\dot\psi}k_{1\dot\gamma})\right]; \\
B_4 &= b_1b_5c_2 - c_3\left[-b_4b_1k_{2\gamma} + b_2\,(-b_5k_{2\dot\psi} + k_{2\gamma})\right] - \\
&\quad - b_3\left[-c_1b_4k_{1\psi} - c_2\,(-b_5k_{1\dot\psi} + k_{1\gamma})\right] + c_3b_3\left[k_{2\gamma}k_{1\psi} - \right. \\
&\quad \left. - k_{2\dot\psi}k_{1\gamma} - b_4\,(k_{2\dot\gamma}k_{1\dot\psi} + k_{1\psi}k_{2\dot\gamma} - k_{2\dot\psi}k_{1\gamma} - k_{1\dot\gamma}k_{2\psi})\right]; \\
B_5 &= -b_4b_3c_3\,(k_{2\gamma}k_{1\psi} - k_{2\psi}k_{1\gamma}) + b_4b_2c_3k_{2\psi} - b_4b_3c_2k_{1\psi}; \\
b_{0\psi} &= -b_3k_{y_2}; \\
b_{1\psi} &= -b_3c_3k_{y_1}k_{1\dot\gamma} - b_3k_{y_2}\,(-b_4 + c_1 - c_3k_{2\dot\gamma}); \\
b_{2\psi} &= +c_3k_{y_1}\left[-b_3\,(k_{y_2} - b_4k_{1\dot\gamma})\right] - b_3k_{y_2}\left[-b_4c_1 - c_3\,(k_{2\gamma} - b_4k_{2\dot\gamma})\right]; \\
b_{3\psi} &= -b_4b_3c_3\,(k_{2\gamma}k_{1\psi} - k_{2\psi}k_{1\gamma}) + b_4b_2c_3k_{2\psi} - b_4b_3c_2k_{1\psi}; \\
b_{0\gamma} &= -c_3k_{y_1}; \\
b_{1\gamma} &= -c_3k_{y_1}\,(-b_4 + b_1 - b_3k_{1\dot\psi}) - b_3k_{y_2}c_3k_{2\dot\psi}; \\
b_{2\gamma} &= -c_3k_{y_1}\left[-b_4b_1 + b_2 - b_3\,(k_{1\psi} - b_4k_{1\dot\psi})\right] + \\
&\quad + b_3k_{y_2}\left[c_2 - c_3\,(k_{2\psi} - b_4k_{2\dot\psi})\right]; \\
h_{0\psi} &= -b_2; \\
h_{1\psi} &= b_2\,(b_4 - b_1); \\
h_{2\psi} &= c_3b_2^2k_{2\dot\gamma} + b_2\,(b_1b_4 - b_2) - c_2b_3b_2k_{1\dot\gamma}; \\
h_{3\psi} &= c_3b_2^2k_{2\gamma} - c_2b_3b_2k_{1\gamma}; \\
h_{0\gamma} &= b_2c_2; \\
h_{1\gamma} &= b_1b_2c_2 + b_2^2c_3k_{2\dot\psi} - b_2b_3c_2k_{1\dot\psi}; \\
h_{2\gamma} &= -b_2c_2b_3k_{1\psi} + b_2^2c_3k_{2\psi}.
\end{aligned}
\right\}
\quad (6.8)
$$

Полученные выражения для передаточных функций замкнутой системы летательный аппарат—автопилот и позволяют оценивать влияние закона регулирования на работу системы стабилизации. Прежде всего рассмотрим вопрос о влиянии параметров автопилота на устойчивость системы. Указанный вопрос решается расположением корней соответствующего характеристического уравнения

$$p^5 + B_1p^4 + B_2p^3 + B_3p^2 + B_4p + B_5 = 0.$$

Характерным для бокового движения летательного аппарата без автопилота с закрепленными рулями является наличие двух комплексных и двух вещественных корней. При этом один из вещественных корней близок к нулю. Будем изучать влияние передаточных чисел k_ψ, k_γ, $k_{\dot\psi}$ и $k_{\dot\gamma}$ на значения этих вещественных частей, представляя ре-

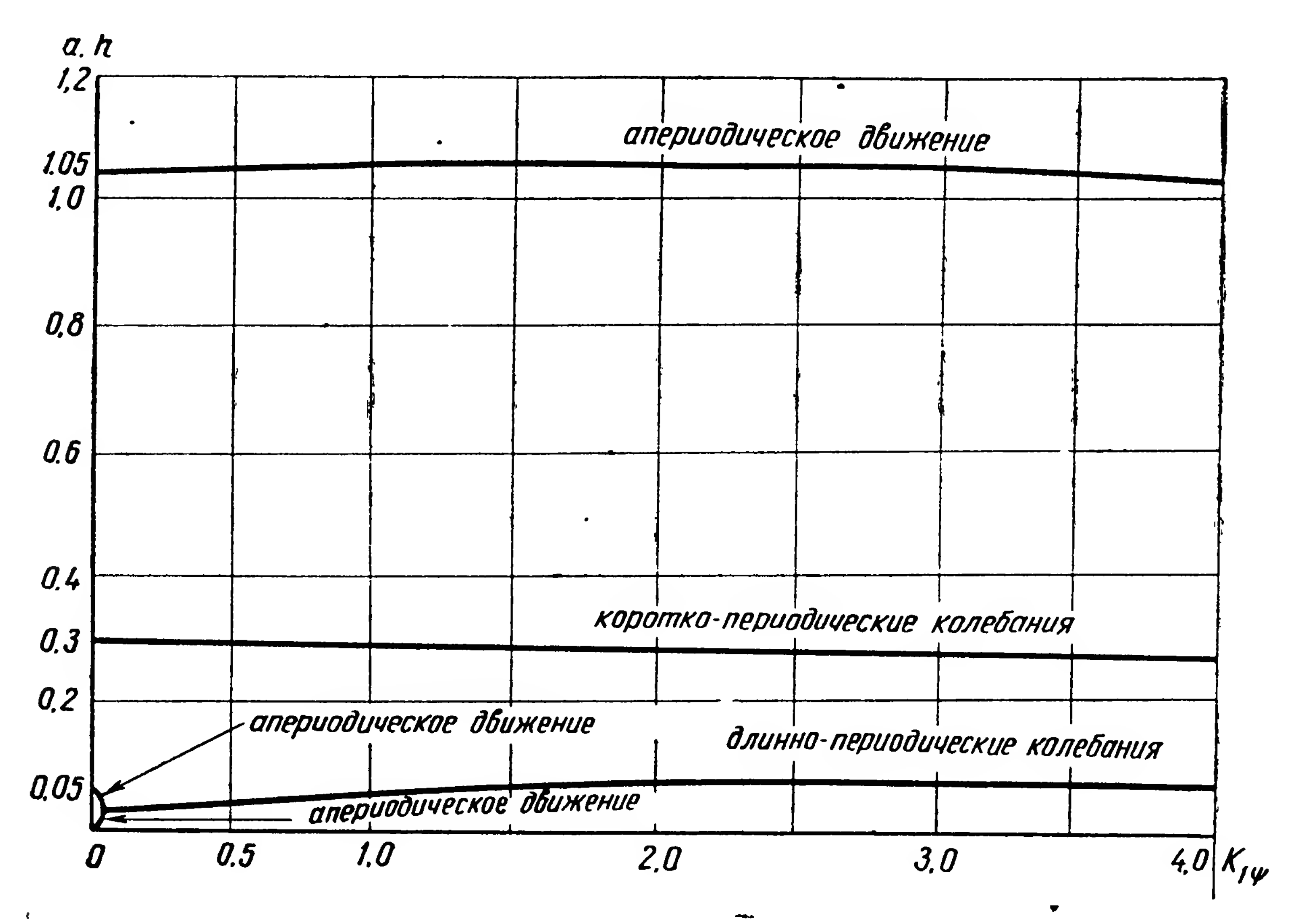


Рис. 6.13. Графики изменения вещественных частей корней характеристического уравнения в зависимости от k_ψ

зультаты на графиках. На рис. 6.13 нанесены кривые изменения абсолютных величин a и h указанных вещественных частей корней характеристического уравнения в зависимости от передаточного числа $k_{1\psi}$ автопилота.

Как следует из полученных кривых, управление по простейшему закону регулирования $\delta_н = k_{1\psi}\psi$ практически не сказывается на затухании колебательной составляющей и быстро затухающего апериодического движения, лишь несколько изменяет медленно затухающую апериодическую составляющую. При этом необходимо отметить, что изучаемая система стабилизации устраняет нейтральность летательного аппарата по отношению к заданному курсу. Действительно, как это следует из кривых, при отсутствии автопилота, когда $k_{1\psi}=0$, соответствующее характеристическое уравнение имеет нулевой корень. Но как только летательный аппарат будет оборудован автопилотом, даже и с малым коэффициентом $k_{1\psi}$ его эффективности, нулевой корень исчезает, а в движении системы самолет—автопилот появляется новая затухающая апериодическая составляющая.

При дальнейшем возрастании коэффициента $k_{1\psi}$ эффективности автопилота вместо двух апериодических составляющих возникают длинно-периодические колебания с практически неизменным, незначительным затуханием.

Все сказанное выше позволяет заключить, что регулирование по простейшему закону, хотя принципиально и устраняет нейтральность летательного аппарата на курсе, но не может осуществить достаточного

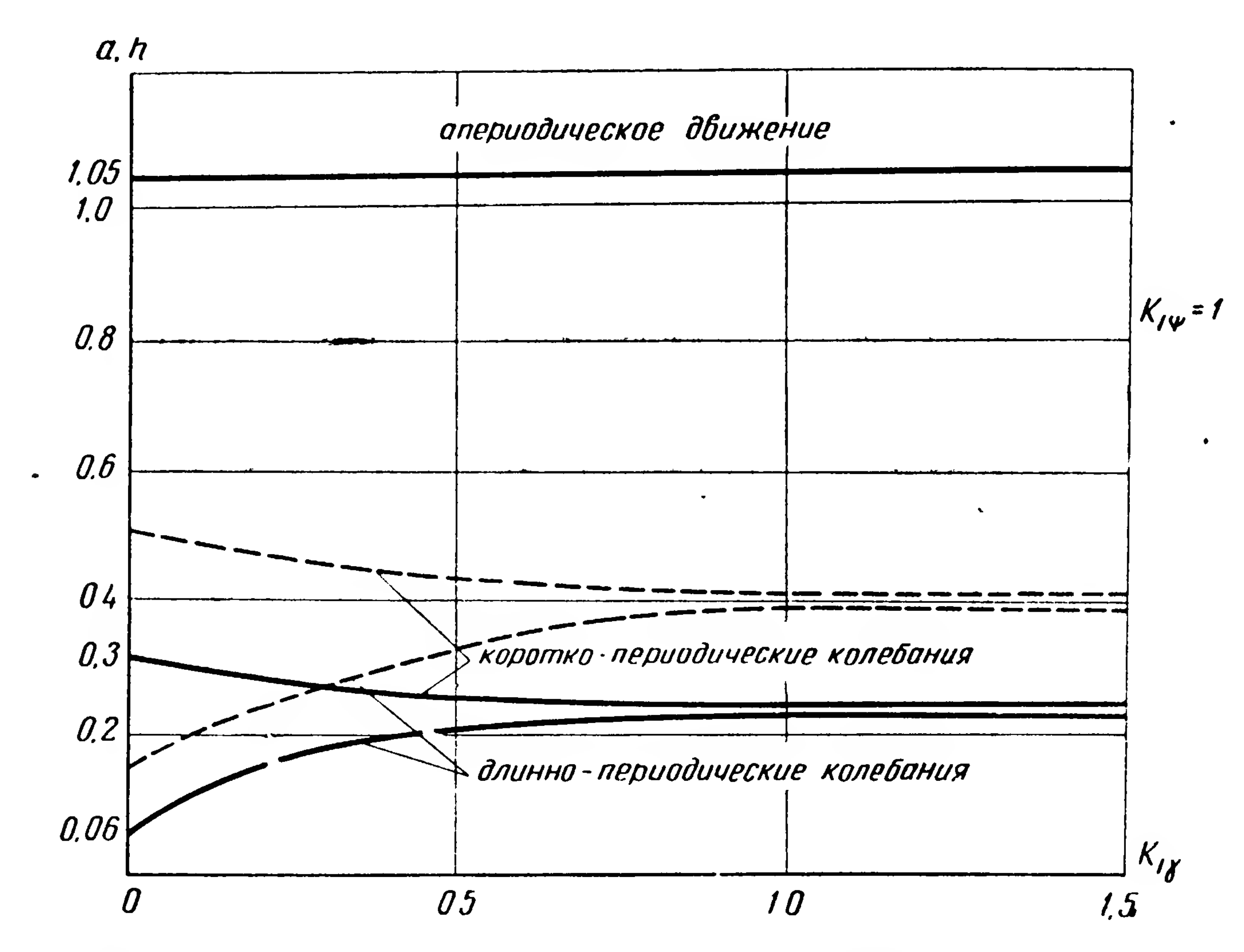


Рис. 6.14. Зависимость степени устойчивости от коэффициента $k_{1\gamma}$

демпфирования переходного процесса даже и в случае идеальности автопилота. Кроме того, данный закон регулирования не дает возможности скомпенсировать вредное влияние на устойчивость запаздываний и ошибок, которые всегда будут иметь место в отдельных элементах реального автопилота.

Устранение указанных недостатков в осуществлении стабилизации бокового движения может быть достигнуто как путем введения в закон регулирования сигналов, зависящих от производных параметра ψ по времени, так и путем дополнительной перестановки руля направления в зависимости от отклонений γ угла крена.

Построенные характерные кривые зависимости степени устойчивости a и h от коэффициента $k_{1\gamma}$ при постоянном, среднем значении коэффициента $k_{1\psi}=1$ приведены на рис. 6.14. Сплошные линии показывают, что введение управления рулем направления дополнительно и по углу крена γ летательного аппарата не меняет демпфирования быстро затухающей апериодической составляющей движения, но увеличивает успокоение длинно-периодических колебаний за счет незначительного сниже-

ния демпфирования коротко-периодических колебаний. В связи со сказанным выше использование такого закона регулирования действительно оказывается весьма целесообразным, так как приводит к демпфированию именно наиболее медленно затухающей составляющей переходного процесса, обеспечивая тем самым повышение устойчивости системы в целом.

Для увеличения демпфирования коротко-периодических колебаний летательного аппарата и связанного с ним успокоения и длинно-периодических колебаний в закон регулирования должна быть введена производная $\dot{\psi}$, благодаря чему угол $\delta_н$ перемещения руля направления будет определяться соотношением

$$\delta_н = k_{1\psi}\psi + k_{1\dot{\psi}}\dot{\psi} + k_{1\gamma}\gamma.$$

При использовании такого закона регулирования кривые изменения степени устойчивости рассматриваемого нами летательного аппарата в зависимости от коэффициента k_γ при принятых постоянными значениях коэффициентов

$$k_{1\psi} = 1 \text{ и } k_{1\dot{\psi}} = 0{,}5$$

принимают вид, показанный на рис. 6.14 пунктирными линиями.

Сравнивая эти линии с нанесенными на той же фигуре кривыми, соответствующими случаю при $k_{1\dot{\psi}}=0$, убеждаемся в том, что введение в закон регулирования производной $\dot{\psi}$ действительно увеличивает степень устойчивости системы летательный аппарат—автопилот. Что касается техники измерения угла крена γ, то оно может осуществляться как с помощью специального гироскопического измерителя, так и путем наклона оси курсового гироскопа на некоторый угол по отношению к продольной оси летательного аппарата.

Описанные выше способы осуществления курсовой стабилизации предусматривали управление летательным аппаратом с помощью лишь одного руля направления. Однако наличие взаимосвязи курсового и кренового движений обусловливает принципиальную возможность стабилизации летательного аппарата на заданном курсе путем перестановки элеронов, непосредственно управляющих движением крена, а уже через него курсовым движением. Такой способ стабилизации обеспечивает правильное расположение летательного аппарата в пространстве относительно его продольной оси. Простейшим законом регулирования в рассматриваемом случае является закон вида

$$\delta_э = k_{2\gamma}\gamma,$$

при котором угол $\delta_э$ отклонения элеронов пропорционален углу γ возникшего крена летательного аппарата.

Для выяснения влияния $k_{2\gamma}$ построим кривые изменения a и h, характеризующих быстроту затухания отдельных составляющих бо-

кового движения в зависимости от эффективности $k_{2\gamma}$ автопилота. Как видно из полученных кривых (рис. 6.15), введение рассматриваемого автопилота повышает быстроту затухания колебательной и медленно затухающей апериодической составляющих движения летательного аппарата лишь до значения 0,6.

Такое повышение степени устойчивости достигается за счет уменьшения демпфирования быстро затухающей апериодической составляющей. Дальнейшее же увеличение коэффициента $k_{2\gamma}$ эффективности автопилота вызывает асимптотическое снижение демпфирования наиболее медленно затухающей колебательной составляющей и поэтому

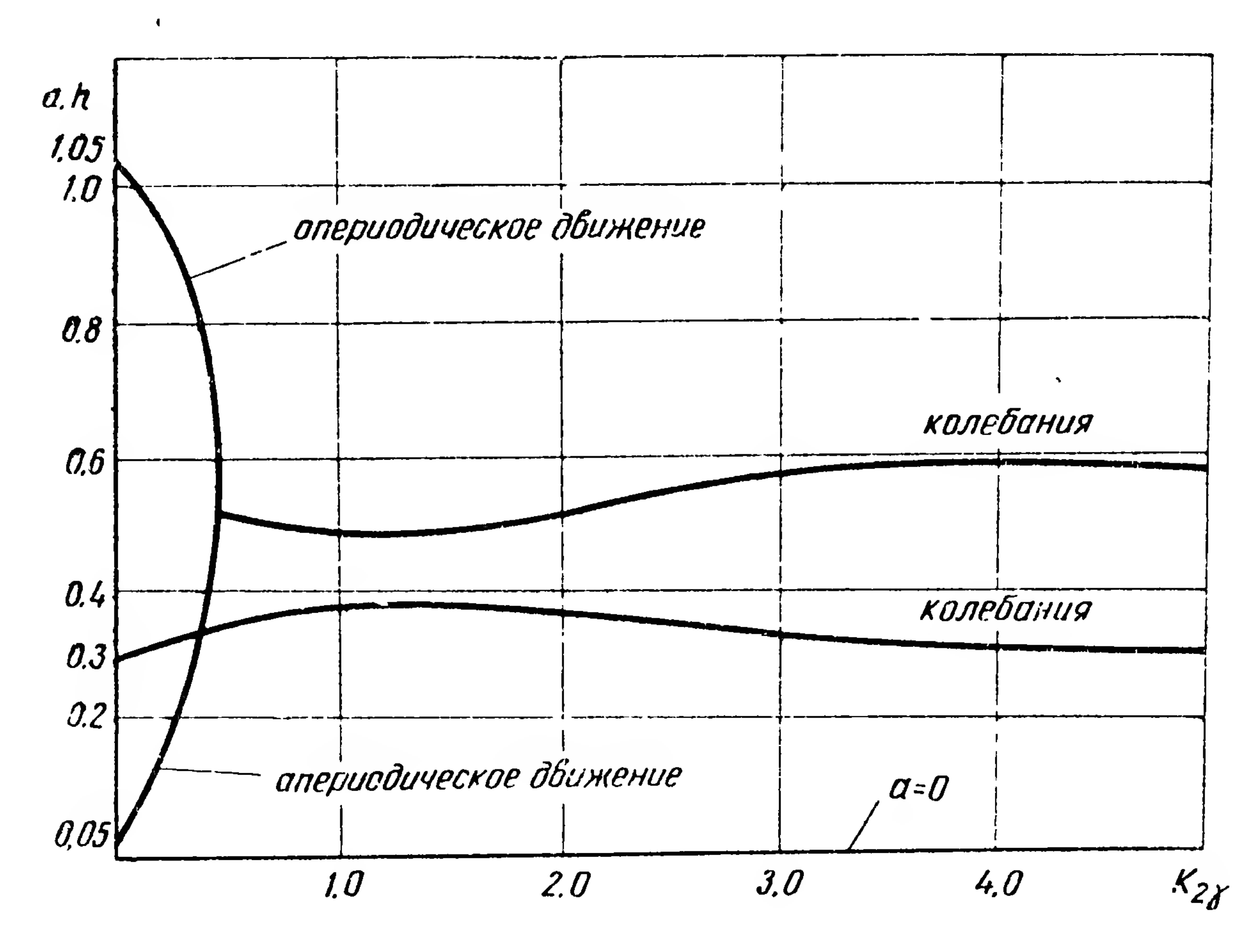


Рис. 6.15. Зависимость степени устойчивости бокового движения от эффективности автопилота $k_{2}\gamma$

является нецелесообразным. Увеличение эффективности приводит к появлению длинно-периодических колебаний вместо двух апериодических составляющих, успокоение которых при дальнейшем росте $k_{2\gamma}$ меняется весьма незначительно. Графики подтверждают также и высказанное ранее соображение о том, что введение автопилота рассматриваемого типа не устраняет существования нулевого корня характеристического уравнения, соответствующего переменной ψ и, следовательно, не позволяет избежать нейтральности самолета на курсе.

Степень устойчивости бокового движения летательного аппарата при управлении им с помощью элеронов может быть несколько повышена добавлением в закон регулирования сигнала, пропорционального первой производной $\dot{\gamma}$ от угла γ крена по времени, т.е. путем реализации закона вида

$$\delta_э = k_{2\gamma}\gamma + k_{2\dot{\gamma}}\dot{\gamma}.$$

Однако можно показать, что увеличение демпфирования бокового движения при таком законе регулирования оказывается несущественным, так как использование последней зависимости приводит в основном к успокоению лишь длинно-периодических и без того хорошо демпфированных колебаний. Что же касается успокоения наиболее медленно затухающих коротко-периодических колебаний, а также и свойства нейтральности летательного аппарата на курсе, то они в этом случае остаются неизменными.

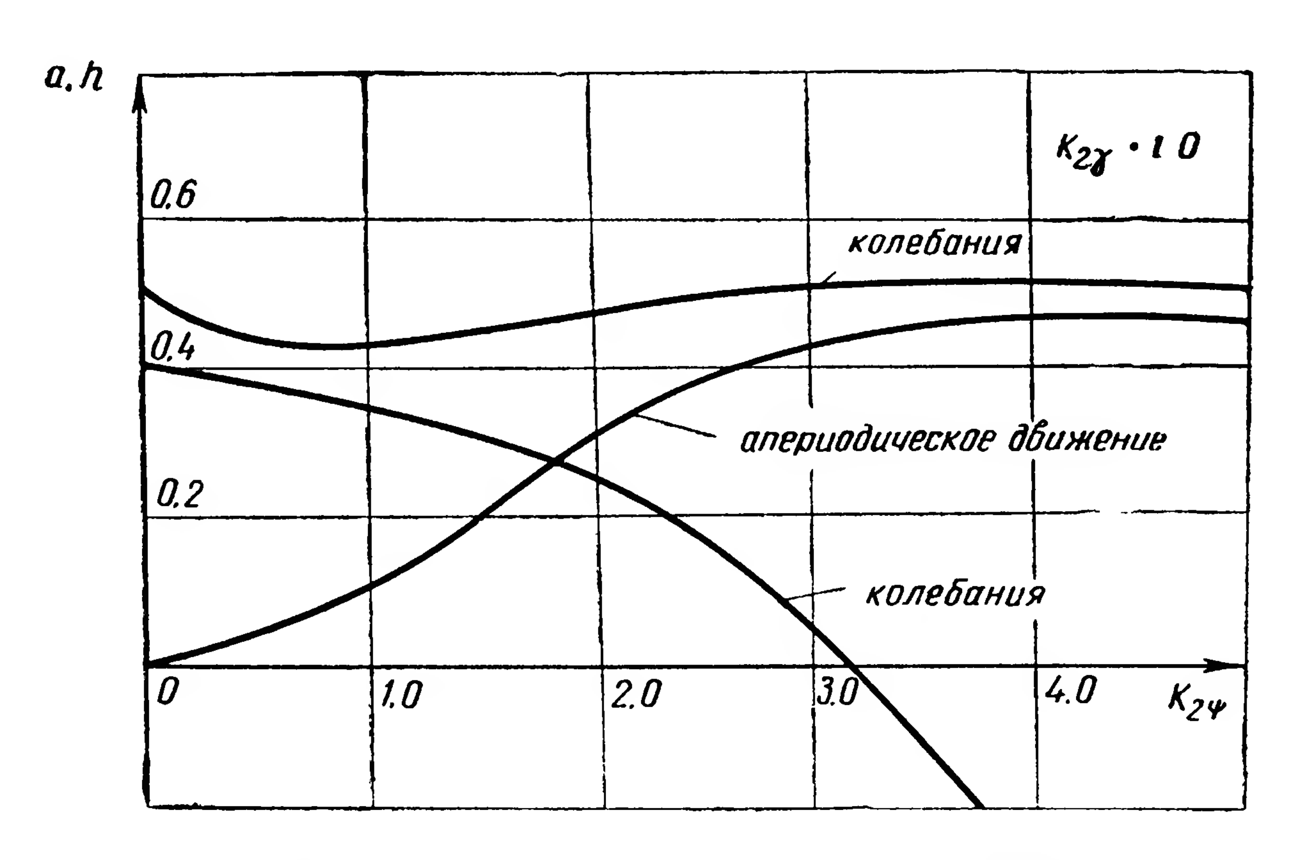


Рис. 6.16. Зависимость степени устойчивости от коэффициента $k_{2\psi}$

Другим возможным вариантом закона регулирования в системе стабилизации бокового движения летательного аппарата является закон вида

$$\delta_э = k_{2\gamma}\,\gamma + k_{2\psi}\,\psi,$$

при котором перестановка элеронов осуществляется не только в зависимости от угла крена γ, но и от угла рыскания ψ самолета на курсе. Построенные обычным способом кривые затухания отдельных составляющих бокового движения (рис. 6.16) показывают, что использование этого закона позволяет устранить курсовую нейтральность летательного аппарата, так как это приводит к возникновению вместо нулевого корня затухающей апериодической составляющей. Из тех же кривых следует, что увеличение коэффициента $k_{2\psi}$ в пределах от 0 до 1,8 повышает степень устойчивости бокового движения, так как увеличивает демпфирование наиболее медленно затухающей возникшей апериодической составляющей. Дальнейшее же увеличение коэффициента $k_{2\psi}$ может не только ухудшить устойчивость бокового движения, но даже привести к потере этой устойчивости, что следует из

факта изменения знака степени h затухания одной из колебательных составляющих движения летательного аппарата.

Кроме рассмотренных выше методов стабилизации бокового движения, в авиационной технике нашли применение и такие методы стабилизации бокового движения, при которых автопилот воздействует одновременно как на руль направления, так и на элероны.

При таком совместном воздействии на органы управления в процессе стабилизации бокового движения оказывается наиболее естественным производить перемещения руля направления в зависимости от

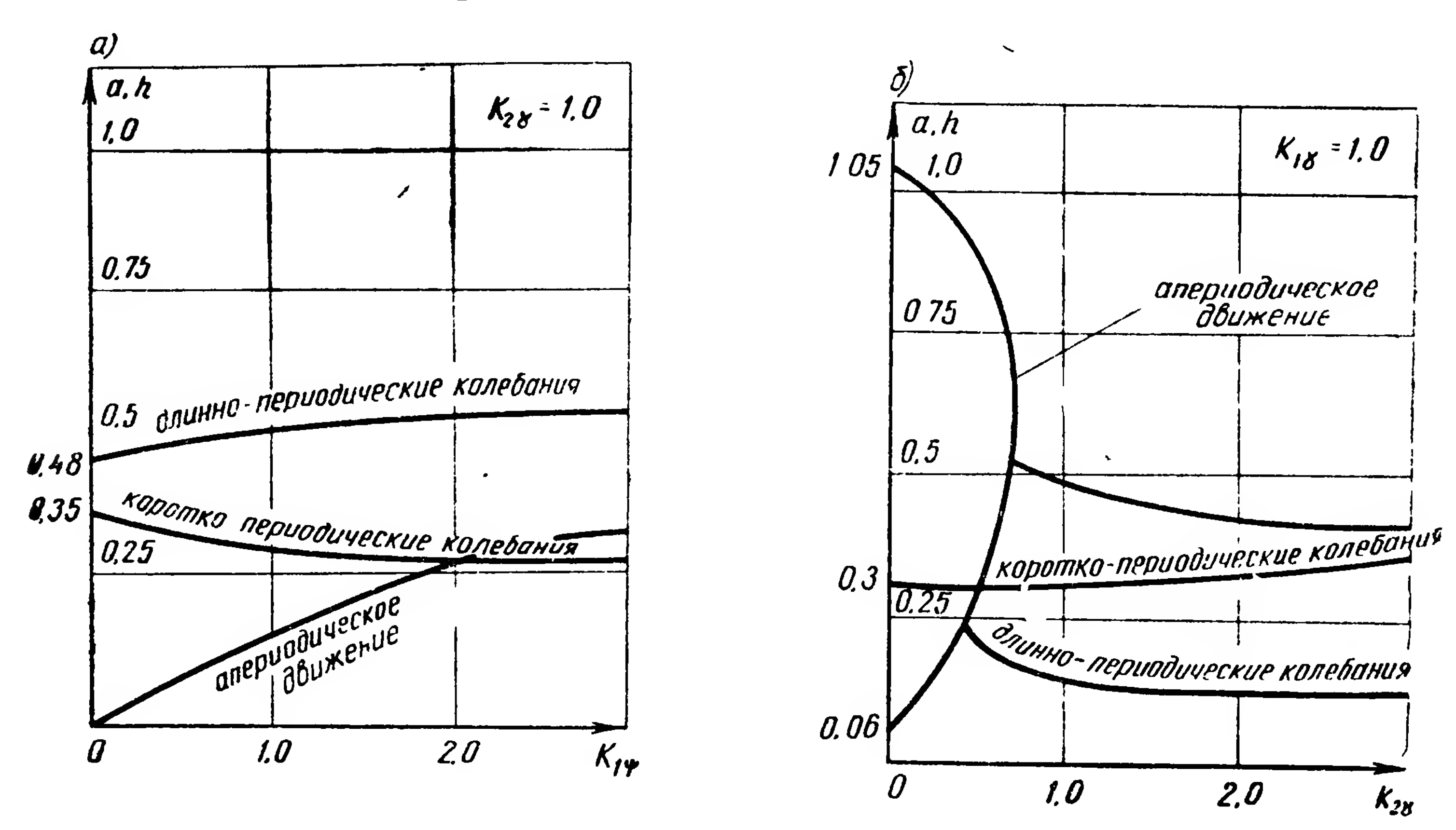


Рис. 6.17. Зависимость степени устойчивости от коэффициентов: *а* — от коэффициента $k_{1\psi}$; *б* — от коэффициента $k_{2\gamma}$

курсового угла ψ, а элеронов в зависимости от кренового угла γ отклонений летательного аппарата от заданного режима полета. При соблюдении последнего условия закон регулирования имеет наиболее простой вид, характеризуемый следующими зависимостями:

$$\delta_{н} = k_{1\psi}\,\psi; \qquad \delta_{э} = k_{2\gamma}\,\gamma.$$

Соответствующие зависимости изменения величин a и h, определяющих собой быстроту затухания составляющих бокового движения от коэффициентов $k_{1\psi}$ и $k_{2\gamma}$, характеризуются кривыми, приведенными на рис. 6.17. Для большей наглядности на рис. 6.17, *а* указанные кривые построены в зависимости от коэффициента $k_{1\psi}$ при выбранном постоянном значении $k_{2\gamma} = 1$, а на рис. 6.17, *б*—в зависимости от коэффициента $k_{2\gamma}$ при постоянном значении $k_{1\psi}$, равном 1.

Анализируя полученные графики, отметим, что использование последнего из законов регулирования повышает, по сравнению со случаями раздельного использования рулей, степень устойчивости бокового движения летательного аппарата до некоторых предельных значений, определяемых его конструктивными и аэродинамическими характеристиками. Использование рассматриваемого закона регули-

рования обусловливает применение двух совершенно самостоятельных цепей, или, как говорят, каналов управления — одного для руля направления, другого для элеронов. Последнее обстоятельство является явным преимуществом системы автоматической стабилизации, в значительной мере упрощающим ее практическое осуществление.

Повышение степени устойчивости и, следовательно, еще большее улучшение процесса стабилизации могут быть достигнуты при перемещениях руля направления и элеронов не только в зависимости от углов отклонений ψ и γ, но и от их производных $\dot{\psi}$ и $\dot{\gamma}$. При соблюдении указанных условий закон регулирования примет вид

$$\delta_н = k_{1\psi}\psi + k_{1\dot{\psi}}\dot{\psi};$$
$$\delta_э = k_{2\gamma}\gamma + k_{2\dot{\gamma}}\dot{\gamma},$$

на основании которого, пользуясь предыдущими результатами, можно сделать заключение, что использование в законе регулирования производных $\dot{\psi}$ и $\dot{\gamma}$ действительно обеспечивает дальнейшее повышение степени устойчивости системы летательный аппарат—автопилот. Приведенный закон регулирования получил широкое распространение в реальных схемах автопилотов благодаря тому, что, выполняя стабилизацию бокового движения летательного аппарата путем раздельного управления по каждому из каналов, он в то же время обеспечивает достаточно высокое качество выдерживания заданного режима полета.

Таким образом, рассмотренные законы практически исчерпывают законы регулирования, используемые в реальных системах автоматической стабилизации продольного и бокового движений летательного аппарата при обычной постановке задачи стабилизации вращательного движения.

Что касается выбора в каждом конкретном случае того или иного закона регулирования, то он зависит как от конструктивных и аэродинамических параметров летательного аппарата и параметров его стабилизации, так и от характеристик тех реальных звеньев, которые входят в систему автопилота. При этом отметим, что введение в закон регулирования производных выше второго порядка без существенного повышения качества стабилизации приводит к значительному усложнению схемы, а тем самым и конструкции автопилота. Кроме того, введение в закон регулирования реальной системы стабилизации каждой последующей производной неизбежно сопровождается появлением новых запаздываний и ошибок, вносимых дополнительными устройствами, необходимыми для измерения указанных производных. Время запаздывания и ошибки в каждом новом, дополнительном звене автопилота, увеличивая общее время запаздывания и ошибок последнего, ухудшают устойчивость системы летательный аппарат—автопилот, сводя на нет стабилизирующее влияние дополнительных, пропорцио-

нальных высшим производным сигналов, вводимых в закон регулирования автоматического стабилизирующего устройства.

Рассмотрев характеристики собственных колебаний системы летательный аппарат—автопилот, определяющих ее устойчивость, перейдем к анализу поведения системы при наличии возмущающих и управляющих воздействий.

Для оценки поведения системы при наличии изменяющихся возмущений воспользуемся полученными выше выражениями (6.7) передаточных функций замкнутой системы по отношению к этим воздействиям.

Как следует из выражений (6.7) и (6.8), восприимчивость системы к боковым возмущающим воздействиям зависит от передаточных чисел автопилота, в соответствии с чем, варьируя указанные передаточные числа, можно добиваться нужного вида частотной характеристики замкнутой системы, определяемого в свою очередь требуемым качеством стабилизации. При этом характерным является то обстоятельство, что сигналы автопилота, зависящие от угла крена, определяют реакцию системы по углу рыскания, а зависящие от угла рыскания—реакцию системы по углу крена. Последнее объясняется наличием связи двух этих движений летательного аппарата.

Контрольные вопросы

1. Как влияет введение в закон регулирования производных $\dot{\vartheta}$ и $\ddot{\vartheta}$ на динамические характеристики продольного движения самолета с автопилотом?

2. Как влияют постоянные времени автопилота на устойчивость движения системы летательный аппарат—автопилот?

3. Каким путем можно достичь увеличения критического коэффициента усиления системы?

4. Как влияет введение производных в закон регулирования на восприимчивость системы к быстроменяющимся возмущениям?

5. Как влияет введение обратной связи (жесткой и гибкой) на статические характеристики системы?

6. Для чего необходима автоматическая стабилизация крена летательного аппарата?

7. Каковы требования, предъявляемые к полосе пропускания системы стабилизации крена?

8. Каким образом можно избежать необходимости в автоматической стабилизации движения крена?

9. В каких целях используется стабилизация движения летательного аппарата при координированном управлении рулями?

10. Приведите структурную схему стабилизации бокового движения летательного аппарата при координированном управлении.

11. Как влияет на динамические характеристики бокового движения введение в канал управления рулем поворота сигнала, зависящего от крена?

12. Как влияет на динамические характеристики бокового движения системы введение в канал элеронов сигнала, зависящего от курсовых отклонений летательного аппарата?

13. При каком законе регулирования и при каких условиях система стабилизации может быть сделана устойчивой при любых коэффициентах усиления?

14. Покажите зависимость быстроты затухания длинно-периодических и коротко-периодических колебаний летательного аппарата от коэффициента усиления идеального автопилота (с введением сигнала k_v).

15. Изобразите структурную схему системы связанной стабилизации вращательного движения летательного аппарата относительно трех его осей.

ЛИТЕРАТУРА

Боднер В. А., Козлов М. С. Стабилизация летательных аппаратов и автопилоты. Гл. IV. Оборонгиз, 1961.

Хохлов А. Ф. Теория и техническое применение автоматических устройств. Гл. XIV. Машгиз, 1959.

Ольман Е. В., Соловьев Я. И., Токарев В. П. Автопилоты. Гл. II. Оборонгиз, 1946.

Стромилов В. М. Автопилоты. (В книге «Руководство по проектированию элементов и систем автоматики», Агейкин Д. И. и др.). Оборонгиз, 1959.

Остославский И. В., Стражева И. В. О формировании контура управления самолетом. Оборонгиз, 1960.

Доброленский Ю. П., Иванов В. И. и Поспелов Г. С. Автоматика управляемых снарядов. Гл. X. Оборонгиз, 1963.

ГЛАВА VII
СТАБИЛИЗАЦИЯ ДВИЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

§ 1. ВОЗМОЖНЫЕ СТРУКТУРНЫЕ СХЕМЫ И ЗАКОНЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ

Основное назначение всякого летательного аппарата состоит в выполнении некоторого определенного маршрута полета, т. е., иными словами, в движении по определенной траектории. Если за характерную точку летательного аппарата, перемещения которой определяет его движение, принят центр масс, то можно считать, что задача сводится к обеспечению определенной траектории движения этого центра масс в пространстве. При этом практически важными являются как форма траектории, так и сам закон движения центра масс по траектории.

Рассмотренное в предыдущей главе вращательное движение летательного аппарата и соответствующие способы его стабилизации являются важными, но недостаточными методами решения задачи стабилизации движения самого центра масс. Действительно, угловое положение аппарата в пространстве определяет лишь направление вектора скорости $\overline{V}$ и расположение аппарата относительно этого вектора и не характеризует линейных координат аппарата и величины указанной скорости. Кроме того, стабилизация углового положения летательного аппарата не обеспечивает устранения его поступательных отклонений, искажающих заданную траекторию полета.

При необходимости управления движением центра масс рассмотренные выше принципы стабилизации летательного аппарата требуют некоторых дополнений. Постановка задачи стабилизации движения центра масс летательного аппарата определяется выбранным способом задания его координат и предъявляемыми к нему требованиями. Наиболее характерные и часто встречающиеся задачи — стабилизация высоты полета и скорости полета, а также устранение возможных боковых отклонений.

Устранение отклонений центра масс от заданных траекторий и закона движения требует прежде всего измерения этих отклонений. В соответствии со сформулированными выше задачами стабилизации необходимо измерение вертикальных отклонений Δy, отклонений Δz, перпендикулярных направлению полета, и изменений скорости ΔV.

Рассматривая указанные переменные как регулируемые параметры, принципиально можно ориентироваться на их использование и на использование их производных по времени. При этом обычным путем может быть оценено влияние такого закона регулирования на динамику работы системы стабилизации. Повышение качества стабилизации движения центра масс летательного аппарата можно проще достичь не этим путем, а использованием в добавление к сигналу, зависящему только от самого отклонения, сигналов контура стабилизации вращательного движения аппарата.

Поэтому стабилизация движения центра масс летательного аппарата обычно осуществляется использованием системы стабилизации его вращательного движения с введением в последнюю дополнительных сигналов, зависящих от отклонений центра тяжести от заданного положения.

§ 2. СТАБИЛИЗАЦИЯ БОКОВОГО ДВИЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Рассмотрим движение летательного аппарата в некоторой определенной плоскости, совпадающей на рис. 7.1 с плоскостью чертежа. Такой плоскостью может быть горизонтальная плоскость, что соответствует горизонтальному движению летательного аппарата. В качестве заданного, невозмущенного движения возьмем режим прямолинейного полета в направлении прямой NN. Если ввести связанные с этим направлением неподвижные координатные оси Ox и Oz, то координата z будет определять отклонения центра масс O_c летательного аппарата от заданной траектории его движения.

Движение центра масс летательного аппарата, связанное с изменением его координаты z, называется боковым движением.

Не рассматривая пока случай продольного движения летательного аппарата в вертикальной плоскости, при котором существенно влияние силы тяжести, будем изучать те случаи, в которых указанным влиянием можно пренебречь. Сюда относится горизонтальное движение летательного аппарата, а также

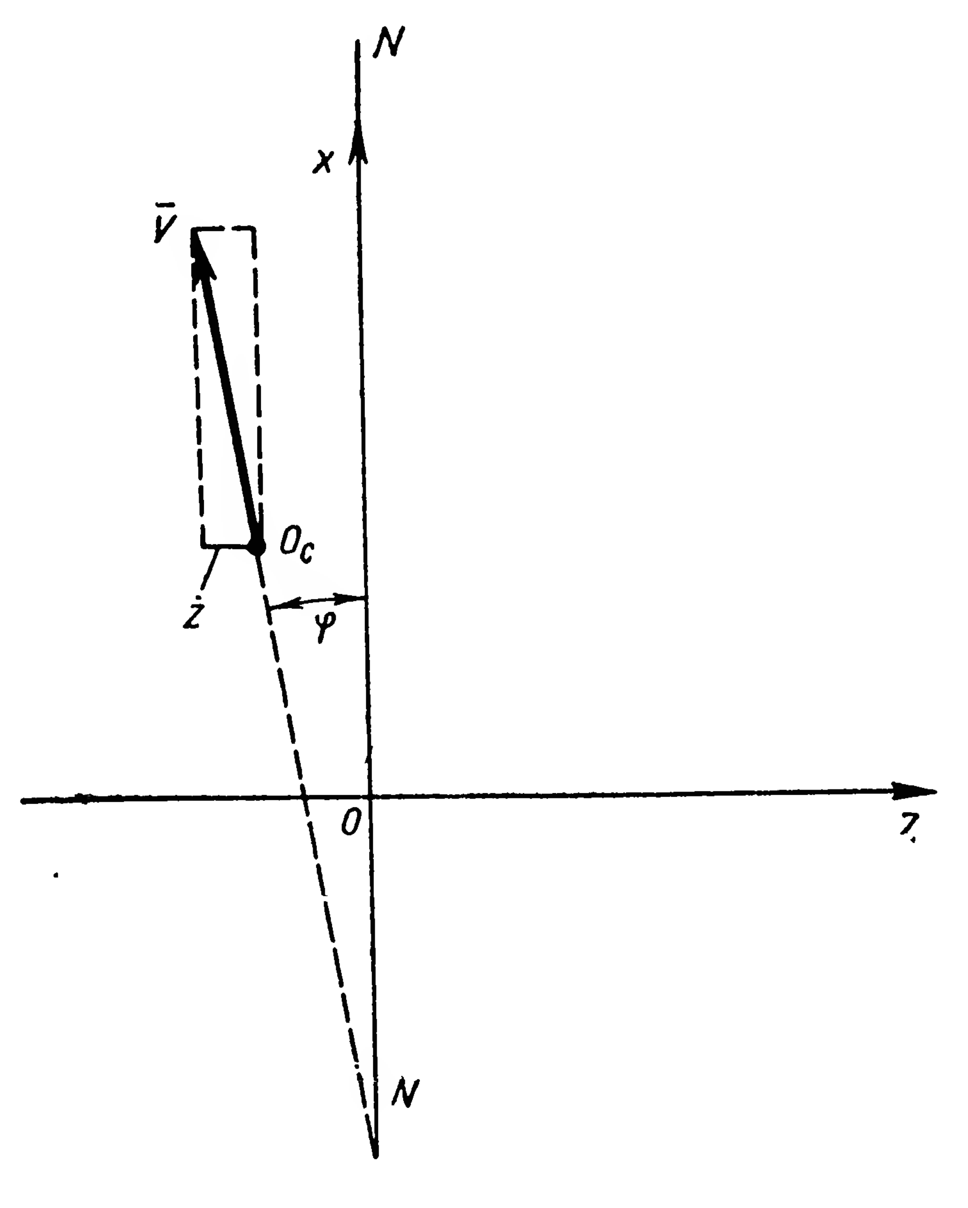


Рис. 7.1. Схема движения центра масс летательного аппарата

движение некоторых летательных аппаратов в наклонной плоскости.

При указанных условиях для исследования можно пользоваться уравнениями (2.13) бокового движения летательного аппарата и соответствующими выражениями (3.4)—(3.6) для передаточных функций.

Рассматривая теперь z как регулируемую переменную, установим одно важное соотношение. С этой целью заметим, что

$$\dot{z} = -V\sin\varphi \approx -V\varphi,$$

где углы отклонения φ вектора скорости V от направления, отвечающего заданному невозмущенному режиму, полагаются малыми. Откуда

$$z = -\int_0^t V\varphi dt$$

или, полагая в первом приближении величину скорости полета постоянной и учитывая, что

$$\varphi = \psi - \beta,$$

будем иметь

$$z = -V\int_0^t \psi dt + V\int_0^t \beta dt. \tag{7.1}$$

Полученный результат показывает, что введение в закон регулирования переменной z эквивалентно введению интегралов от углов рыскания ψ и скольжения β. Отсюда же следует сделанный в предыдущим параграфе вывод о возможности использования контура стабилизации вращательного движения летательного аппарата вместо введения непосредственно вычисляемых производных $\dot{z}$ и $\ddot{z}$.

Из формулы (7.1) следует, что

$$\dot{z} = -V\psi + V\beta;$$

$$\ddot{z} = -V\dot{\psi} + V\dot{\beta},$$

откуда можно заключить, что введение сигналов ψ и $\dot{\psi}$ эквивалентно введению $\dot{z}$ и $\ddot{z}$. Таким образом, стабилизация бокового движения центра масс летательного аппарата может быть осуществлена введением в контур регулирования или сигналов, зависящих от бокового отклонения z или от интегралов углов ψ и β. В обоих случаях дополнение сигналов, используемых при стабилизации вращательного движения, служит целям улучшения устойчивости системы.

В практическом отношении более приемлемым, несмотря на затруднения, связанные с невозможностью обычно определять z автономным способом, является первый способ. Последнее обусловлено трудностью качественного измерения угла скольжения β летатель-

ного аппарата и неизбежными ошибками интегрирования сигналов ψ и β.

Что же касается z, то для его измерения используются различные навигационные системы. Отметив эти особенности задачи стабилизации бокового движения центра масс, перейдем к анализу ее статических и динамических характеристик. В соответствии с изложенным выше будем исходить из структурной схемы (рис. 7.2), осуществляющей стабилизацию с использованием закона регулирования

$$K_{\psi}(p)\,\psi - K_z(p)\,z$$

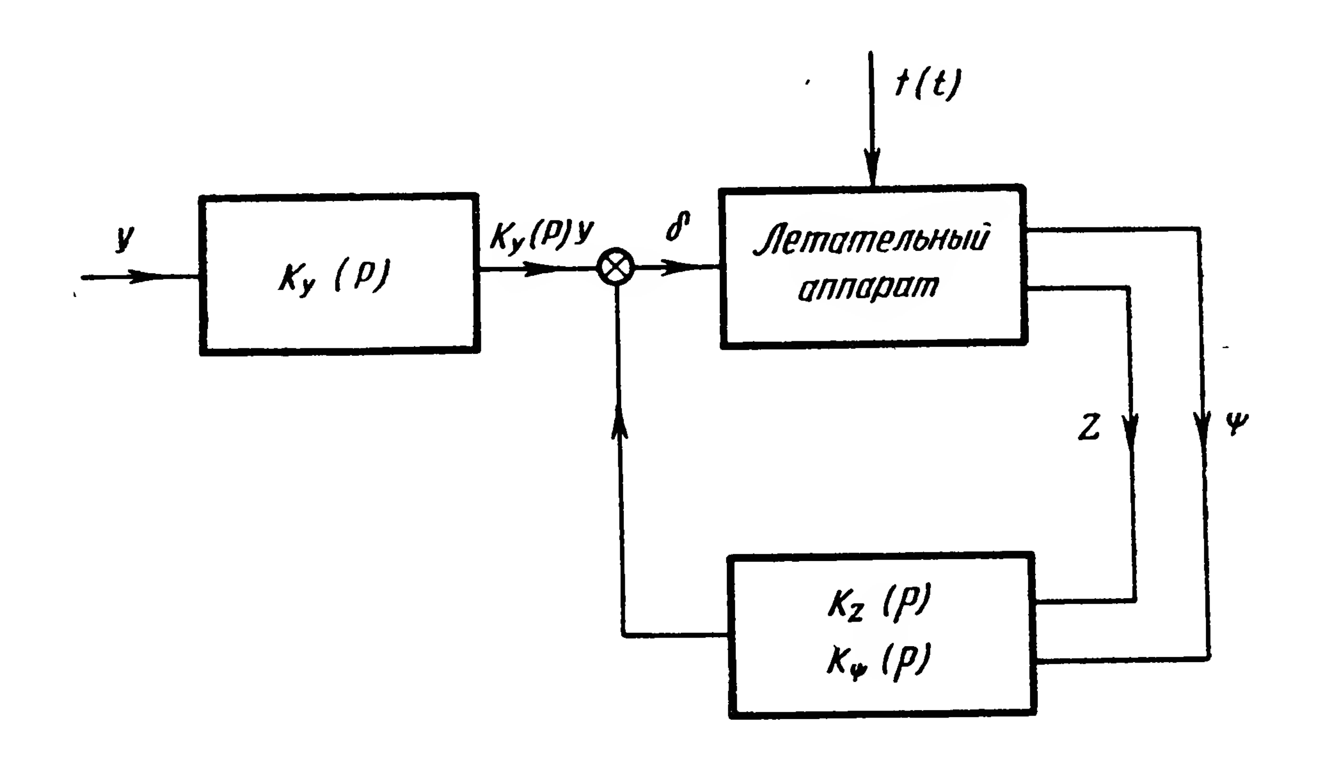


Рис. 7.2. Структурная схема автопилота

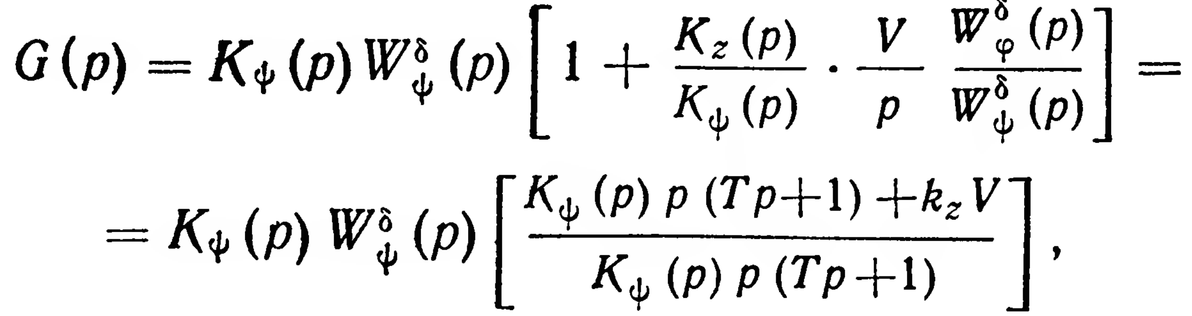
(знак минус перед вторым слагаемым связан с тем обстоятельством, что положительным отклонениям ψ при принятой системе отсчета отвечают отрицательные значения z). При этом условии уравнения автопилота запишутся в виде (см. гл. V, § 2)

$$\delta = K_{\psi}(p)\,\psi - K_z(p)\,z - K_y(p)\,y = K_{\psi}(p)\,\psi + K_z(p)\frac{V}{p}\,\varphi - K_y(p)\,y.$$

Для выяснения влияния дополнительного сигнала бокового отклонения z на характеристики устойчивости системы рассмотрим частотные характеристики разомкнутой системы. Соответствующая передаточная функция $G(p)$ в данном случае, при учете (5.1), принимает форму (см. гл. V, § 4):

$$G(p) = K_{\psi}(p)\,W_{\psi}^{\delta}(p) + K_z(p)\,V\frac{1}{p}\,W_{\varphi}^{\delta}(p) \qquad (7.2)$$

или, учитывая еще (3.5) и (3.6), получим



$$G(p) = K_\psi(p) W_\psi^\delta(p) \left[1 + \frac{K_z(p)}{K_\psi(p)} \cdot \frac{V}{p} \frac{W_\varphi^\delta(p)}{W_\psi^\delta(p)} \right] =$$

$$= K_\psi(p) W_\psi^\delta(p) \left[\frac{K_\psi(p)\, p\,(Tp+1) + k_z V}{K_\psi(p)\, p\,(Tp+1)} \right],$$

где $T = -\frac{1}{e_4}$.

Рассмотрим случай, когда

$$K_\psi(p) = k_\psi,$$

т. е. осуществляется регулирование только по самому углу рыскания. При этом условии из уравнения (7.2) будем иметь

$$G(p) = k_\psi W_\psi^\delta(p) \times$$

$$\times \left[\frac{k_\psi T p^2 + k_\psi p + k_z V}{k_\psi p\,(Tp+1)} \right].$$

Пользуясь последним выражением и исходя из типовых логарифмических характеристик $K_\psi(j\omega) W_\psi^\delta(j\omega)$ разомкнутой системы стабилизации вращательного движения (рис. 7.3,*а*), построим характеристики, отвечающие $G(p)$ для различных значений k_z. Добавляя к предыдущим логарифмические характеристики второго сомножителя (рис. 7.3,*б*), получим кривые (рис. 7.3,*в*), которые и позволяют оценить влияние сигнала $k_z z$ на устойчивость системы стабилизации. Из характерных частотных характеристик (рис. 7.3,*в*), отвечающих различным значениям k_z, следует, что введение сигнала $k_z z$ отрицательно влияет на устойчивость системы стабилизации. Однако это влияние очень незначительно.

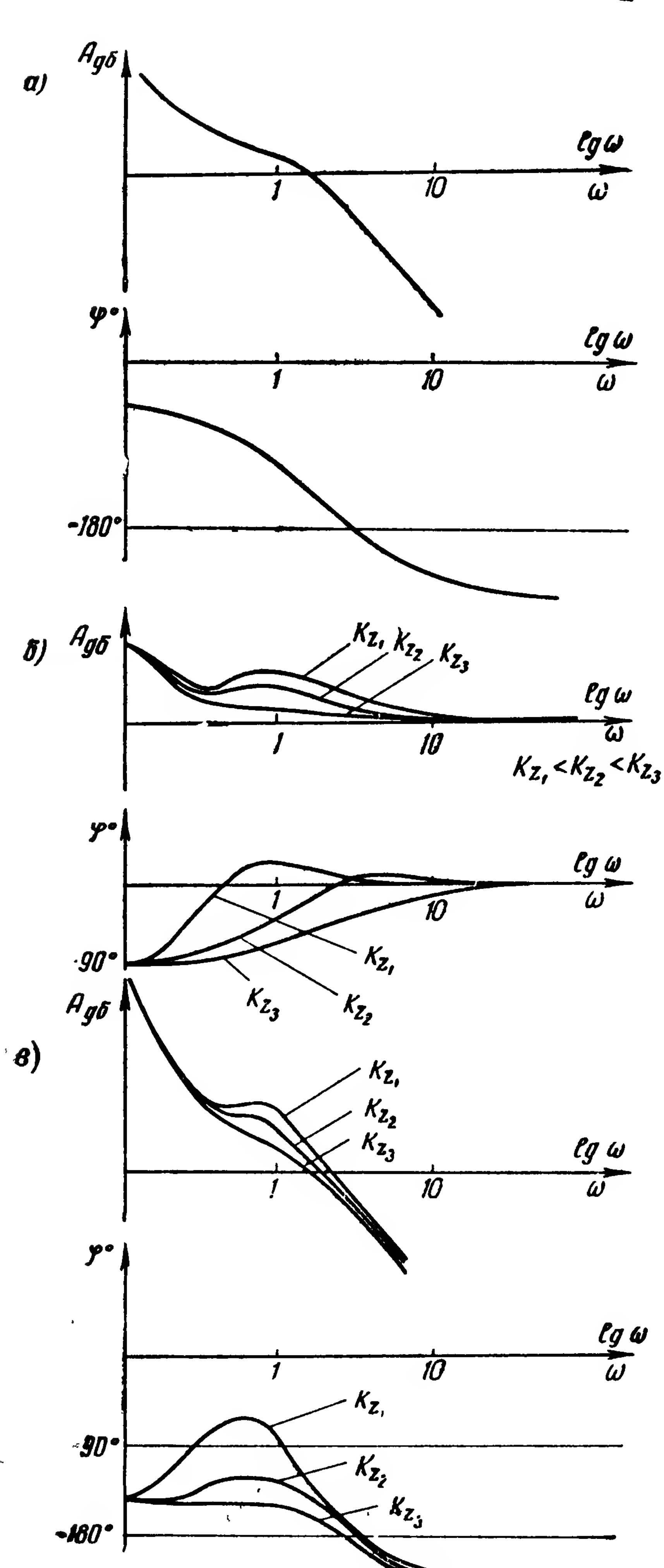


Рис. 7.3. Логарифмические частотные характеристики системы:

а — характеристики разомкнутой системы; *б* — характеристики цепи коррекции; *в* — характеристики полной системы

Таким образом, для осуществления стабилизации бокового движения центра масс можно, не ме-

няя основной структуры и параметров автомата стабилизации вращательного движения летательного аппарата, добавить в контур сигнал, зависящий от его боковых отклонений.

Объяснение несущественности указанного влияния состоит в следующем. Как было показано, введение в автопилот бокового отклонения с динамической точки зрения эквивалентно дополнительной стабилизации интегралов от углов рыскания ψ и скольжения β.

Первое дополнение, как и всякое управление по интегралу от регулируемой переменной, ухудшает устойчивость системы. В то же время стабилизация угла скольжения β приводит к обратному явлению и повышает устойчивость, так что оба обстоятельства в известном смысле компенсируют друг друга. Благоприятное влияние стабилизации угла скольжения может быть установлено с помощью, например, уравнений (2.15). Действительно, при уменьшении угла $\beta(\beta\approx 0)$ движение летательного аппарата, определяемое первым уравнением (2.15), становится устойчивым по $\dot{\psi}$ при любых значениях параметров летательного аппарата. Для выяснения статических характеристик проще всего воспользоваться уравнениями равновесия летательного аппарата и автопилота. Пренебрегая динамическими ошибками автопилота, не играющими роли при решении данного вопроса, будем исходить из следующих его уравнений:

в случае статического автопилота

$$\delta = (k_\psi + k_{\dot{\psi}}\, p)\,\psi - k_z z;$$

в случае астатического автопилота

$$p\delta = (k_\psi + k_{\dot{\psi}}\, p)\,\psi - k_z z.$$

Подставляя эти выражения в уравнения (2.15) бокового движения и приравнивая к нулю производные, для статического автопилота получим следующие уравнения равновесного режима системы:

$$b_2\beta = +\, b_3 k_\psi \psi - k_z b_3 z + f_{my}\,;$$
$$b_4\beta = f_z.$$

Найдем выражения для статических ошибок по отношению к переменным ψ и z, определяющим качество стабилизации. С этой целью исключая β и учитывая соотношение (7.1), будем иметь

$$\left.\begin{aligned} \psi_{\text{ст}} &= \frac{1}{b_4} f_z; \\ z_{\text{ст}} &= -\frac{b_2 + k_\psi b_3}{k_z b_4 b_3} f_z + \frac{1}{k_z b_3} f_{my}\,. \end{aligned}\right\} \tag{7.3}$$

Из соотношений (7.3) видно, что при использовании статического автопилота, система стабилизации является статической по отношению к обоим возмущающим воздействиям f_{my} и f_z. При этом статические

ошибки по боковому отклонению обратно пропорциональны передаточному числу k_z.

Таким же путем рассмотрим работу астатического автопилота. В этом случае уравнения равновесия приводят к следующим выражениям для статических ошибок:

$$\left.\begin{aligned} \psi_{ст} &= \frac{1}{b_4} f_z; \\ z_{ст} &= \frac{k_\psi}{k_z b_4} f_z, \end{aligned}\right\} \tag{7.4}$$

которые показывают, что система становится астатической по отношению к возмущающим воздействиям f_{my} вокруг оси $O_c y$, но сохраняет статичность по отношению к боковым возмущениям f_z. Из этих же соотношений видно, что при $k_\psi = 0$, т. е. при исключении из автопилота сигналов, зависящих от угла рыскания ψ, система становится для бокового отклонения z астатичной и по боковому возмущению f_z.

В связи с тем что боковые возмущения f_z являются существенной причиной нарушения заданного направления полета и учитывая, что сигнал $k_\psi \psi$ необходим для стабилизации углового положения летательного аппарата, можно заключить, что использование астатического автопилота не имеет особых преимуществ перед статическим. При этом следует иметь в виду, что введение астатичности ухудшает устойчивость системы.

В некоторых случаях использования летательных аппаратов, в частности при стабилизации движения беспилотных аппаратов, представляется необходимой стабилизация бокового движения центра масс без использования внешней информации о боковых отклонениях. Это приводит к необходимости автономного измерения указанных боковых отклонений. Одна из принципиальных возможностей решения такой задачи состоит в применении акселерометра, измеряющего боковые ускорения летательного аппарата. При этих условиях автомат осуществляет стабилизацию движения, устраняя появляющиеся ускорения отклонения летательного аппарата от заданной траектории полета.

Рассмотрим работу системы стабилизации такого типа. Будем исходить из структурной схемы (рис. 7.4), в соответствии с которой в контур стабилизации вращательного движения вводится сигнал, пропорциональный боковому ускорению W_z центра масс (точнее точки установки акселерометра) летательного аппарата.

Исходя из данной структурной схемы, имеем уравнение автопилота

$$\delta = K_\psi(p)\,\psi - K_z(p)\,W_z.$$

Полагая малыми углы φ отклонения траектории, можем записать

$$W_z \approx -V\dot{\varphi} = V(\dot{\beta} - \dot{\psi}).$$

Таким образом, как видно из последнего соотношения, введение в закон регулирования бокового ускорения W_z эквивалентно использованию угловых скоростей рыскания и скольжения.

Учитывая, что введение этих производных улучшает устойчивость системы, можем заключить, что управление по боковому ускорению летательного аппарата повышает качество стабилизации бокового движения его центра масс. В этом отношении использование W_z оказывается предпочтительным по сравнению с использованием самого бокового отклонения z.

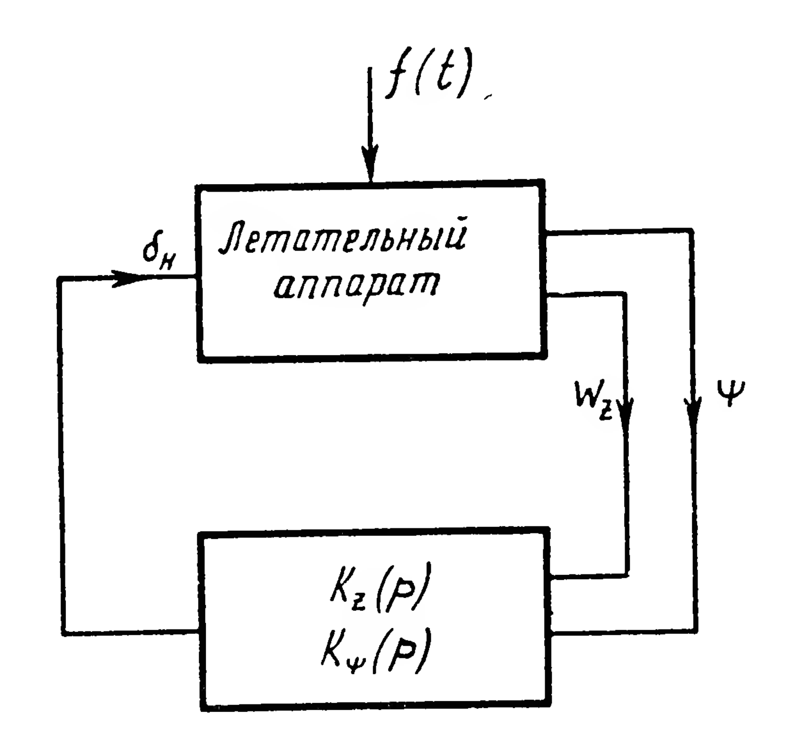


Рис. 7.4. Структурная схема автопилота

Определим статические характеристики системы стабилизации. Для этого, исходя из уравнений (2.15) движения летательного аппарата, поступая так же как и ранее, получим следующие выражения для статических ошибок по переменным β и ψ:

для статического автопилота

$$\beta_{ст} = \frac{1}{b_4} f_z;$$

$$\psi_{ст} = \frac{1}{k_\psi b_3} f_{my} - \frac{b_2}{k_\psi b_3 b_4} f_z;$$

для астатического автопилота

$$\beta_{ст} = \frac{1}{b_4} f_z;$$

$$\psi_{ст} = 0.$$

Откуда для интересующей нас статической ошибки $z_{ст}$ по боковому отклонению, пользуясь соотношением (7.1), будем иметь

для статического автопилота

$$z_{ст} = \int_0^t V(\beta_{ст} - \psi_{ст})\, dt = V\left[\frac{-k_\psi b_3 + b_2}{-k_\psi b_3 b_4} f_z + \frac{1}{k_\psi b_3} f_{my}\right] t;$$

для астатического автопилота

$$z_{ст} = V \frac{1}{b_4} f_z t.$$

Таким образом, в рассматриваемом случае в установившемся режиме ошибки по боковому отклонению нарастают с течением времени. Указанное нарастание имеет место даже при условии идеальности автопилота. Неизбежное наличие зазоров, сил трения и т. п. может еще более ухудшить статические характеристики системы.

Следовательно, для целей стабилизации бокового движения центра масс система, соответствующая структурной схеме рис. 7.4, может быть использована лишь в течение ограниченного интервала времени. Система стабилизации является статической даже по скорости $\dot{z}$ бокового отклонения.

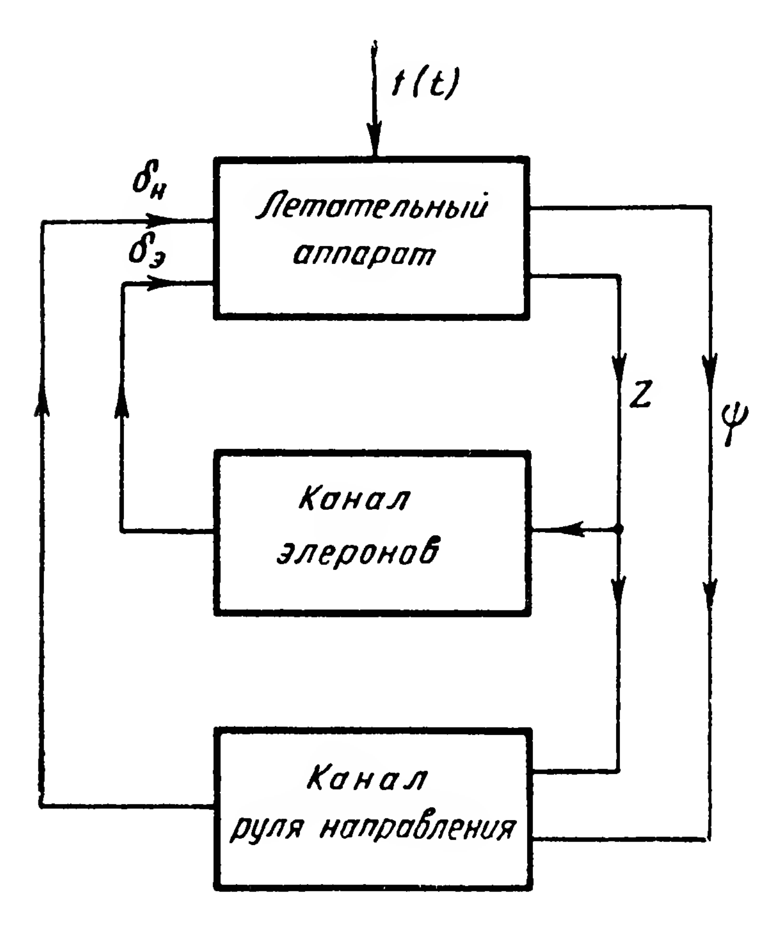


Рис. 7.5. Структурная схема автомата стабилизации бокового движения

Вместе с тем именно последнее обстоятельство позволяет использовать данную структуру в целях повышения управляемости летательного аппарата.

В некоторых случаях недостаточная эффективность руля направления не позволяет достичь необходимого качества стабилизации бокового движения центра масс. Это относится в основном к летательным аппаратам самолетной схемы, совершающим горизонтальный полет. В этих случаях, как уже указывалось в гл. VI, § 4, сигналы $k_z z$ бокового отклонения должны быть поданы дополнительно в канал управления элеронами. При этом структурная схема принимает вид, представленный на рис. 7.5.

§ 3. СТАБИЛИЗАЦИЯ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА

Стабилизация высоты полета является частной задачей стабилизации траектории движения центра масс, при которой плоскость xOz движения летательного аппарата вертикальна. Однако здесь имеют место особенности, заставляющие рассматривать этот вопрос самостоятельно. Указанные особенности обусловливаются существенным влиянием силы тяжести летательного аппарата на его движение в вертикальной плоскости.

Если отвлечься от этого влияния, то задача стабилизации высоты ничем не отличается от общей, рассмотренной в гл. VII, § 2, со всеми вытекающими отсюда выводами.

Особенности задачи, связанные с учетом влияния силы тяжести, связаны прежде всего с необходимостью рассмотрения полных уравнений (2.6) продольного движения летательного аппарата, учитывающих эту силу. Использование уравнений (2.6), включающих в себя и уравнение проекций сил на касательную к траектории, указывает на возможность управления вертикальным движением не только с помощью соответствующего руля, но и путем изменения тяги двигателя.

Учитывая, что регулируемой переменной в данном случае является высота h полета, можно, добавляя соответствующий сигнал в контур

стабилизации вращательного движения летательного аппарата, получить основные структурные схемы стабилизации высоты полета (рис. 7.6). Как видно, стабилизация может быть осуществлена с помощью руля высоты (рис. 7.6,*а*), путем изменения тяги двигателя (рис. 7.6,*б*) и одновременным воздействием на эти органы управления (рис. 7.6,*в*).

Рассмотрим работу схемы первого типа (рис. 7.6,*а*). Для простоты будем предполагать, что скорость полета остается постоянной. Последнее может быть достигнуто, например, установкой автомата скорости (см. гл. VII, § 4). В этом случае движение объекта описывается уравнениями (2.10), совпадающими по виду с уравнениями (2.15) бокового движения. Что касается силы тяжести, фигурирующей в уравнениях продольного движения, то она может рассматриваться как постоянное возмущение и может быть включена в возмущающее воздействие f_y .

При этих условиях структурная схема стабилизации высоты полностью совпадает со структурной схемой стабилизации боковых отклонений центра масс летательного аппарата (рис. 7.4,*а*). Следовательно, остаются справедливыми, с соответствующей заменой обозначений, все выводы, относящиеся к последней схеме (см. гл. VII, § 2).

Схема второго типа (рис. 7.6,*б*) содержит принципиальные особенности. Здесь существенным является уравнение проекций сил на касательную к траектории, в которое входит и регулирующая сила тяги. Для последующего анализа системы введем в указанное уравнение регулирующий параметр, определяющий величину силы тяги. С этой целью выпишем указанное уравнение, пользуясь соотношениями (2.6),

$$\Delta\dot{V} + l_1\Delta V + l_2\Theta + l_3\alpha = f_x.$$

Предположим, что f_x складывается из возмущений f_x^* и отклонений

Рис. 7.6. Структурные схемы стабилизации высоты полета: *а* — с помощью руля высоты; *б* — изменением тяги двигателя; *в* — одновременным воздействием на органы управления

Δp силы тяги от ее значения, отвечающего равновесному невозмущенному режиму полета,

$$f_x = f_x^* + \Delta p.$$

Относительно приращений тяги Δp будем считать, что они пропорциональны отклонениям δ_p сектора управления двигателем, так что

$$(T_p p + 1)\,\Delta p = k_p \delta_p, \tag{7.5}$$

где T_p— постоянная времени системы управления тягой двигателя.

При этом будем считать, что летательный аппарат обладает значительным запасом устойчивости по скорости. Последнее имеет место, например, для дозвуковых самолетов с поршневыми двигателями или в иных случаях при использовании автомата скорости (см. гл. VII, § 4), так что скорость V полета меняется незначительно.

Предположим, что осуществлена стабилизация вращательного движения летательного аппарата путем надлежащего воздействия на руль высоты. Пренебрегая на основании изложенного изменениями скорости полета и угла тангажа, а также опуская уравнение вращательного движения, получим следующие исходные уравнения движения:

для летательного аппарата

$$l_2\Theta + l_3\alpha = \Delta p + f_x^*;$$

$$\dot{\Theta} + a_7\Theta + a_4\alpha = f_y;$$

для двигателя

$$(T_p p + 1)\,\Delta p = k_p \delta_p;$$

для автомата стабилизации высоты

$$d(p)\,\delta(p) = k_h h.$$

Кроме того, добавим кинематическое соотношение

$$\dot{h} \approx V\Theta.$$

Составляя выражения для соответствующих передаточных функций с учетом последнего соотношения, будем иметь

$$\left.\begin{aligned} W_h^{\Delta p}(p) &= \frac{h}{\Delta p} = \frac{k}{p\,(Tp+1)}\,;\\ W_{\Delta p}^{\delta p}(p) &= \frac{\Delta p}{\delta_p} = \frac{k_p}{(T_p p+1)}\,;\\ K_h(p) &= \frac{\delta_p}{h} = \frac{k_h}{d(p)}\,, \end{aligned}\right\} \tag{7.6}$$

где $T = \frac{l_3}{l_2 a_4 - l_3 a_7}$ — постоянная времени летательного аппарата;

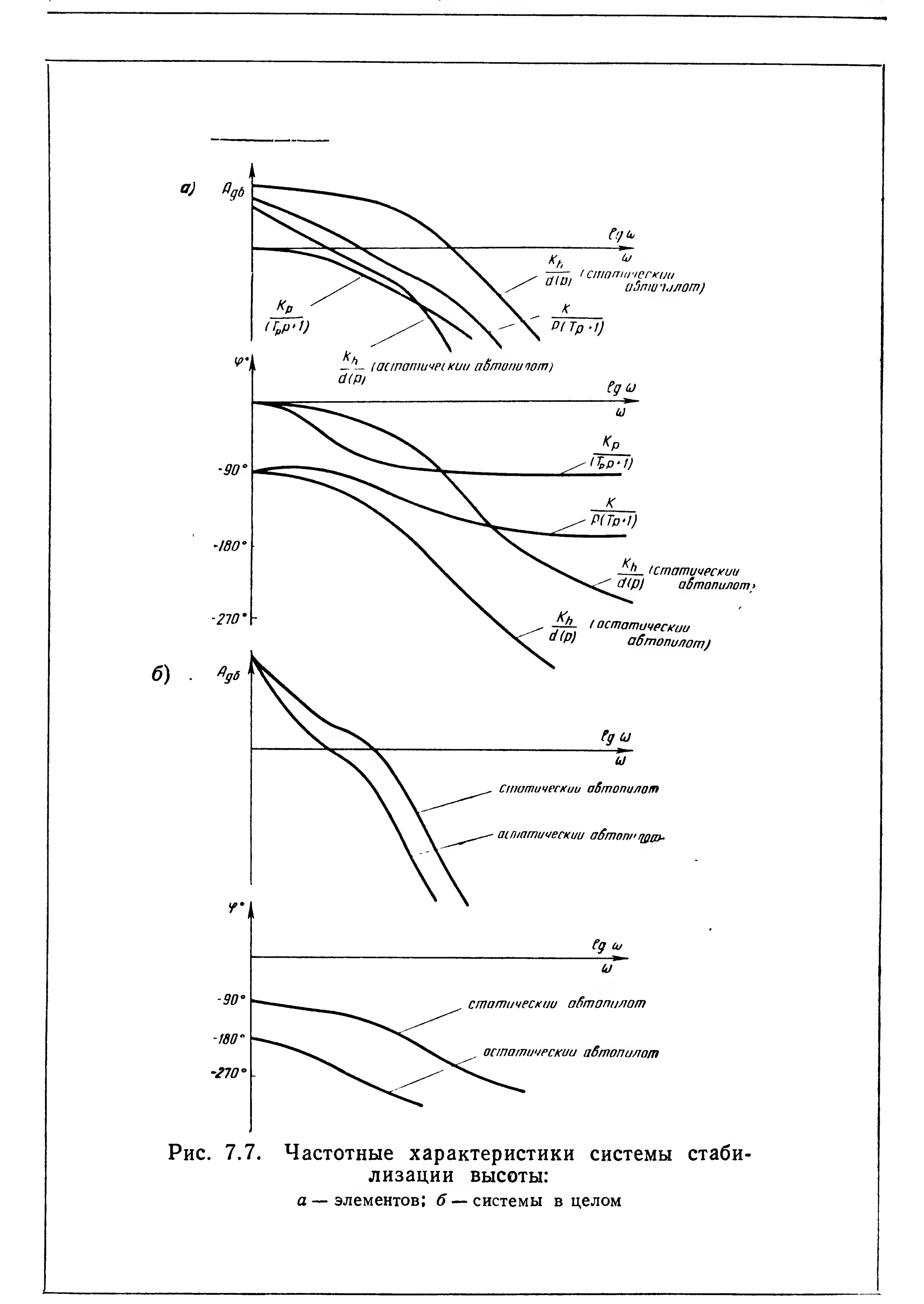


Рис. 7.7. Частотные характеристики системы стабилизации высоты:

а — элементов; *б* — системы в целом

$k=\frac{Va_4}{l_2a_4-l_3a_7}$ — коэффициент усиления летательного аппарата;

k_p — коэффициент усиления цепи управления тягой;

T_p — постоянная времени системы управления тягой.

Для оценки устойчивости системы построим частотные характеристики отдельных элементов (рис. 7.7,*а*) и разомкнутой системы в целом (рис. 7.7,*б*). Из уравнений (7.6) и выполненных построений можно сделать следующие выводы.

Система со статическим автоматом высоты может быть сделана устойчивой, и обладать заданным запасом устойчивости надлежащим выбором передаточного числа k_h. Увеличение постоянных времени самого автомата приводит к уменьшению критического значения $k_{h_{кр}}$ указанного коэффициента передачи. В случае астатического автомата данная система стабилизации структурно неустойчива.

Отметим, что повышение устойчивости может быть достигнуто дополнительным введением сигнала высоты и в канал управления рулем высоты. В этом случае мы приходим к системе третьего типа (рис. 7.6,*в*), осуществляющей одновременное воздействие на руль высоты и двигатель летательного аппарата. При этом может быть осуществлена и стабилизация скорости.

Обратимся к статическим характеристикам системы стабилизации высоты. Составляя с этой целью уравнения равновесия для случая статического автомата, будем иметь (учитывая при этом условие замыкания системы)

$$l_2\Theta+l_3\alpha=-\Delta p+f_x^*;$$

$$a_7\Theta+a_4\alpha=f_y;$$

$$\Delta p=k_p\delta_p;$$

$$\delta_p=k_hh.$$

Откуда, учитывая, что $\dot{h}=V\Theta$, получим выражение для статической ошибки системы стабилизации

$$h_{ст}=\frac{1}{k_pk_h}f_x^*-\frac{l_3}{a_4k_pk_h}f_y.$$

Следовательно, использование статического автопилота приводит к статичности системы по отношению к обоим возмущающим воздействиям.

Рассуждая аналогичным образом, можно убедиться, что применение астатического автопилота устраняет статические ошибки, связанные с действием постоянных вертикальных возмущений.

§ 4. СТАБИЛИЗАЦИЯ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

Одной из характерных задач стабилизации движения центра масс летательного аппарата является стабилизация скорости его движения. При этом под стабилизацией скорости обычно понимается сохранение ее величины. Что же касается направления вектора $\bar{V}$, то стабилизация последнего относится к сохранению заданной траектории полета.

Учитывая, что изменения величины скорости характеризуются касательным ускорением центра масс, при решении поставленной задачи следует исходить из уравнения движения центра масс, взятого в проекции на касательную к траектории движения. Таким уравнением является первое из уравнений (2.6), которое и служит основой для дальнейшего рассмотрения.

Однако, как можно видеть, в указанное уравнение входят величины Θ и α, определяющие вращательное движение летательного аппарата вокруг его центра масс. Таким образом, изучение задачи стабилизации скорости требует анализа всего продольного движения летательного аппарата в целом.

Для выяснения существа наблюдаемых явлений оказывается возможным ограничиться рассмотрением приближенного первого уравнения системы (2.6).

Рассмотрим указанное уравнение, не принимая во внимание вращательное движение летательного аппарата. Полагая в соответствии с этим

$$\Delta\Theta \approx \Delta\alpha \approx 0,$$

можем записать

$$\Delta\dot{V} + l_1 \Delta V = f_x(t),$$

где коэффициент l_1 определяется первым из выражений (2.7).

Из этого выражения следует, что l_1 пропорционален разности частных производных от сил сопротивления X и тяги P по скорости движения. В самом деле

$$\frac{\partial X}{\partial V} = C_x^M \frac{1}{a} qS + C_x \frac{2}{V} qS;$$

$$\frac{\partial P}{\partial V} = p^V.$$

Откуда

$$\Delta\dot{V} + \frac{1}{m}\left[\frac{\partial X}{\partial V} - \frac{\partial P}{\partial V}\right]\Delta V = f_x(t). \tag{7.7}$$

Для решения вопроса об устойчивости невозмущенного движения с заданной скоростью V_0 по отношению к отклонениям ΔV этой скорости будем рассматривать соответствующее однородное уравнение

$$\Delta\dot{V} + \frac{1}{m}\left[\frac{\partial X}{\partial V} - \frac{\partial P}{\partial V}\right]\Delta V = 0.$$

Имея в виду, что общее решение последнего уравнения имеет вид

$$\Delta V = \Delta V_0 e^{-\frac{1}{m}\left[\frac{\partial X}{\partial V} - \frac{\partial P}{\partial V}\right]t},$$

можно заключить, что по отношению к величине скорости невозмущенное движение является устойчивым при

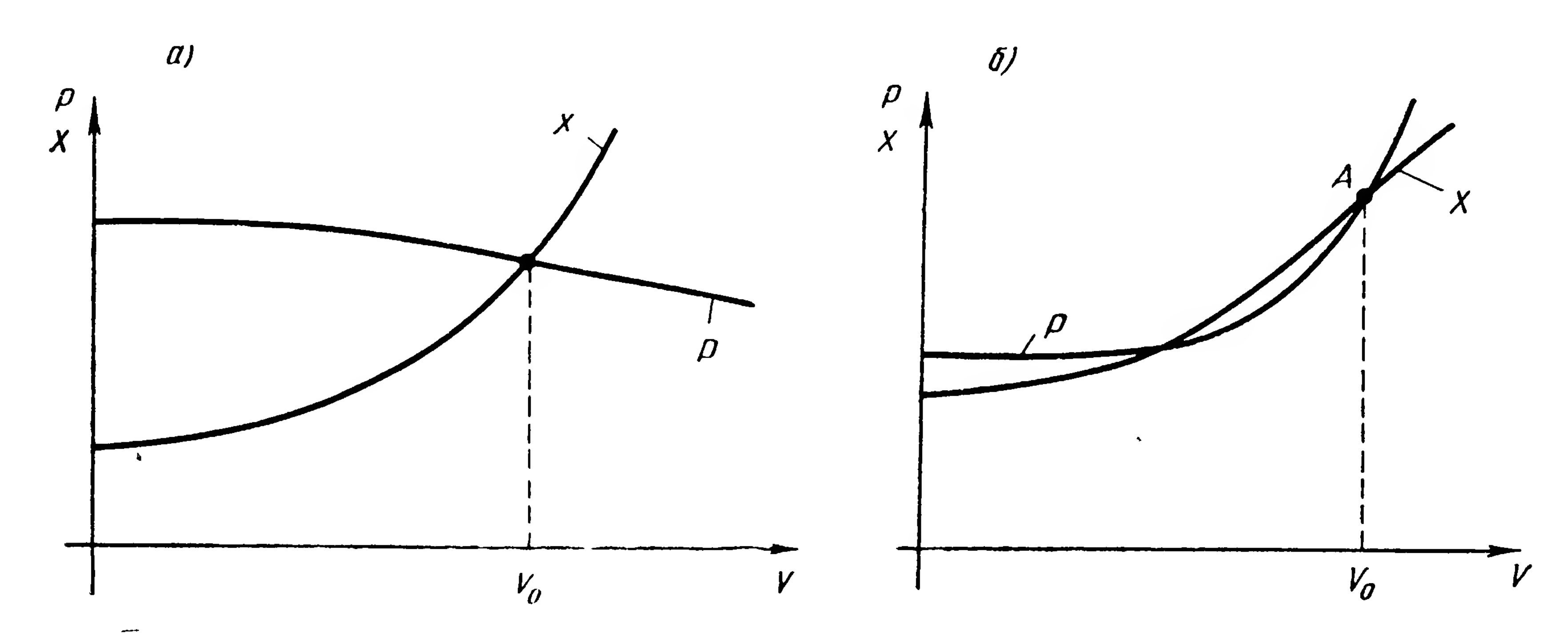


Рис. 7.8. Характеристики сил тяги и сил сопротивления:
а — для поршневого двигателя; *б* — для турбореактивного двигателя

$$\frac{\partial X}{\partial V} - \frac{\partial P}{\partial V} > 0 \qquad (7.8)$$

и неустойчивым при

$$\frac{\partial X}{\partial V} - \frac{\partial P}{\partial V} < 0. \qquad (7.9)$$

Из изложенного видно, что собственная устойчивость летательного аппарата по отношению к скорости зависит от крутизны характеристик зависимости сил сопротивления и тяги от скорости. Необходимо отметить, что при дозвуковых скоростях полета летательных аппаратов с двигателями различных типов обычно имеет место условие (7.8) устойчивости. Это объясняется тем, что здесь сила сопротивления быстро растет (приблизительно пропорционально квадрату скорости полета), в то время как сила тяги или убывает со скоростью (поршневые двигатели) или мало от нее зависит (турбореактивные двигатели). Из указанного вида характеристик (рис. 7.8, *а*) следует

$$\left.\begin{aligned}&\frac{\partial X}{\partial V} > 0;\\ &\frac{\partial P}{\partial V} < 0\end{aligned}\right\} \quad \text{(поршневые двигатели)}$$

или

$$\frac{\partial P}{\partial V} \approx 0 \text{ (турбореактивные двигатели)},$$

что и определяет выполнение условия устойчивости.

Таким образом, при дозвуковых скоростях полета летательный аппарат обычно обладает собственной устойчивостью по скорости и автоматической стабилизации последней не требуется.

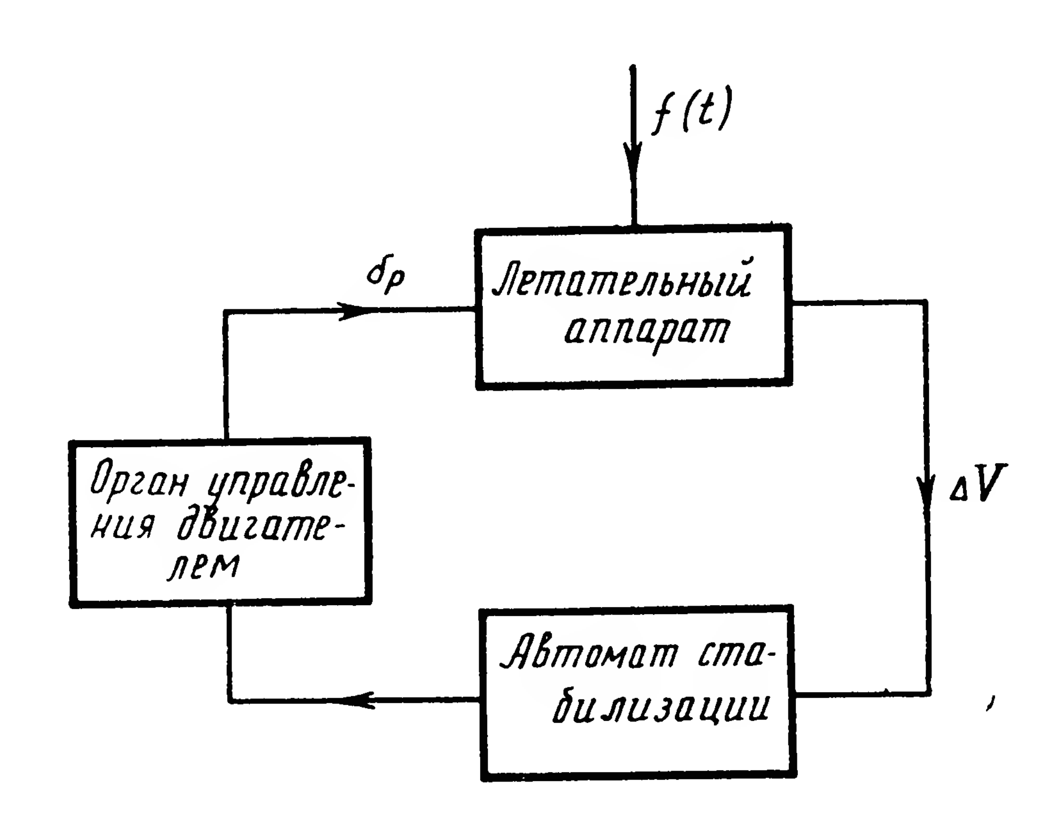


Рис. 7.9. Структурная схема автомата стабилизации при воздействии на орган управления двигателем

Необходимость стабилизации возникает при полете летательного аппарата с турбореактивным двигателем на сверхзвуковых скоростях. В этих условиях имеет место значительное возрастание тяги двигателя с изменением скорости (рис. 7.8,*б*), что и может привести к нарушению условия устойчивости. Режим полета, отвечающий точке A, в которой имеет место равенство сил сопротивления и тяги, является неустойчивым по скорости полета.

Рассмотрим возможные методы и схемы автоматической стабилизации скорости полета. Основным является способ автоматического воздействия на тягу двигателя. Такой способ требует измерения отклонений ΔV скорости V от ее номинального значения и соответствующего воздействия на ручку управления двигателем. Структурная схема системы принимает вид, изображенный на рис. 7.9.

Составляя уравнения движения такой системы стабилизации, необходимо ввести в уравнение летательного аппарата слагаемое, определяющее дополнительное, искусственно вызванное изменение силы тяги. Уравнение летательного аппарата принимает вид

$$\Delta\dot{V} + l_1 \Delta V = l_p \Delta p + f_x(t), \qquad (7.10)$$

где Δp — изменение силы тяги, обусловленное работой автомата стабилизации;

l_p — коэффициент пропорциональности.

Кроме того, к уравнению (7.10) объекта необходимо добавить уравнение автомата, связывающее измеряемое отклонение ΔV с отклонением δ_p ручки управления

$$d(p)\,\delta_p = m(p)\,\Delta V. \qquad (7.11)$$

И, наконец, уравнение системы управления двигателем, связывающее δ_p с изменениями Δp силы тяги. Теория и практика авиационных двигателей позволяют считать, что указанная связь с достаточной точностью описывается уравнением (7.5) вида

$$(T_{\text{д}} p + 1)\,\Delta p = k_{\text{д}} \delta_p,$$

где $T_{\text{д}}$— постоянная времени системы управления двигателем, лежащая обычно в пределах 1—3 *сек*.

В соответствии с принятой методикой анализа введем на основании соотношений (7.10), (7.11) соответствующие передаточные функции.

Передаточная функция летательного аппарата по отношению к возмущающему воздействию

$$W_V^{f_x}(p) = \frac{k_f}{Tp+1} \quad (\text{при } l_1 > 0);$$

$$W_V^{f_x}(p) = \frac{k_f}{Tp-1} \quad (\text{при } l_1 < 0),$$

где $k_f = \frac{1}{|l_1|}$— коэффициент усиления летательного аппарата;

$T = \frac{1}{|l_1|}$ — постоянная времени летательного аппарата.

Передаточная функция летательного аппарата по отношению к отклонению силы тяги

$$W_V^p(p) = \frac{k_p}{Tp+1} \quad (\text{при } l_1 > 0);$$

$$W_V^p(p) = \frac{k_p}{Tp-1} \quad (\text{при } l_1 < 0),$$

где

$$k_p = \frac{l_p}{|l_1|}.$$

Передаточная функция автомата стабилизации

$$K(p) = \frac{m(p)}{d(p)}$$

и передаточная функция системы управления двигателем

$$W_д(p) = \frac{k_д}{T_д p + 1}.$$

При этих условиях передаточная функция $G(p)$ разомкнутой системы имеет вид (см. гл. V, § 3)

$$G(p) = W_V^p(p)\, W_д(p)\, K(p). \qquad (7.12)$$

Передаточная функция замкнутой системы по отношению к возмущающему воздействию записывается как

$$\Phi(p) = \frac{W_V^f(p)}{1 + W_V^p(p)\, W_д(p)\, K(p)}. \qquad (7.13)$$

Рассмотрим возможности использования статического и астатического автоматов в случае, когда сам летательный аппарат неустойчив по отношению к скорости.

Будем полагать, что в случае статического автомата его уравнение имеет вид

$$(T_а p + 1)\,\delta_p = k_а \Delta V,$$

так что

$$K(p) = \frac{k_а}{T_а p + 1}.$$

Рассматривая произведение

$$k_д k_p k_а = k$$

как общий коэффициент усиления разомкнутой системы и принимая средние значения постоянных времени

$$T_д = 2 \text{ сек } (1 \div 3 \text{ сек});$$

$$T = 3{,}5 \text{ сек } (2 \div 5 \text{ сек}),$$

можно, воспользовавшись изложенной ранее методикой и используя соотношения (7.12) и (7.13), показать, что устойчивость системы стабилизации (при неустойчивом объекте) достигается при условиях

$$\left.\begin{array}{l} T > T_а + T_д, \\ 1 < k < (T - T_а - T_д)(T_а T + T_д T - T_а T_д) + 1, \end{array}\right\} \qquad (7.14)$$

соответствующих значительному ограничению коэффициента усиления и уменьшению статической точности.

При использовании же астатического автомата и использовании сигнала, зависящего только от скорости ΔV, в рассматриваемую одноконтурную систему входят неустойчивое звено (объект) и астатическое

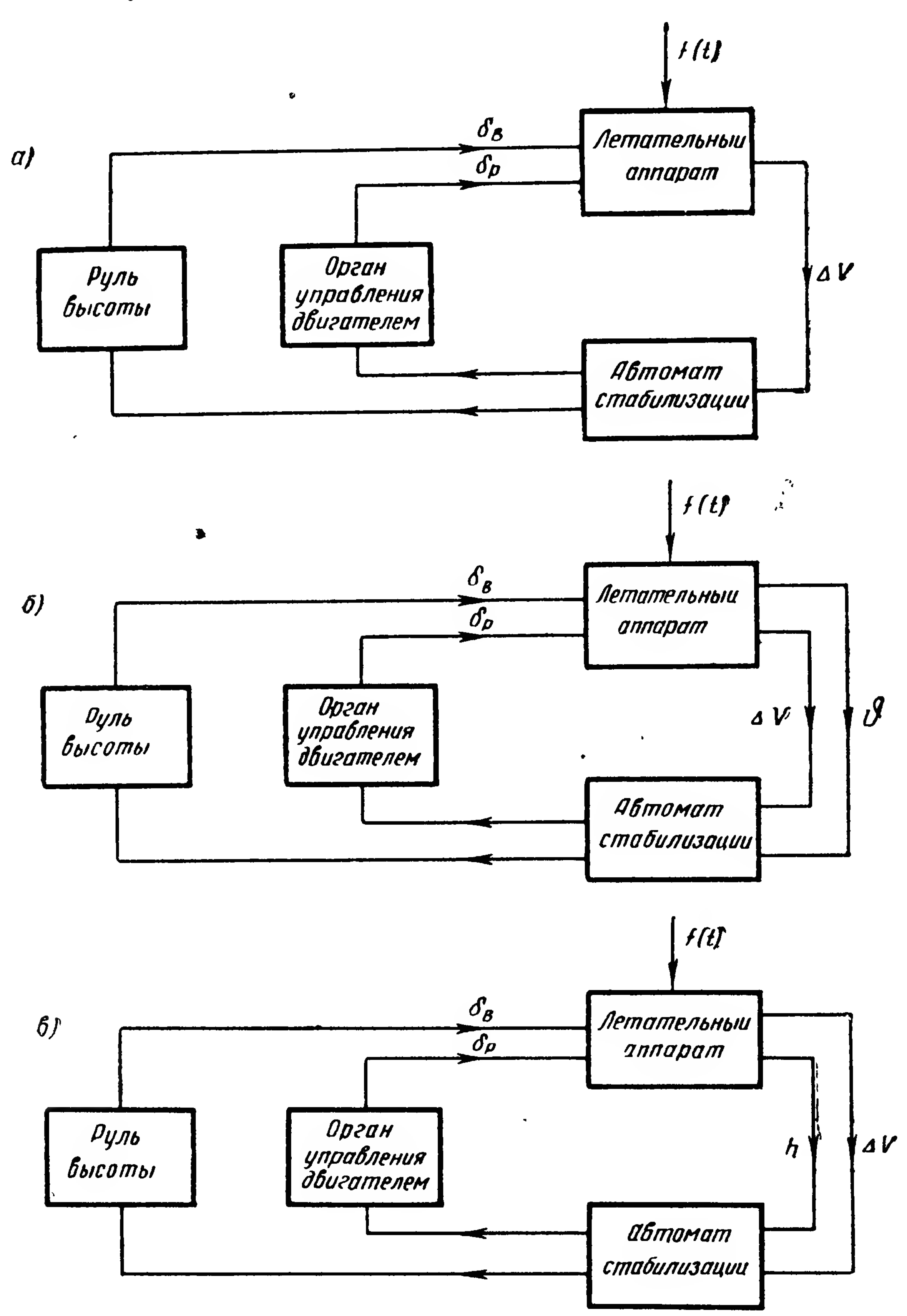


Рис. 7.10. Возможные структурные схемы стабилизации скорости полета:

а — при одновременном воздействии на двигатель и руль высоты; *б* — при связанной стабилизации высоты и вращательного движения; *в* — при связанной стабилизации скорости и высоты полета

звено (автомат). При этих условиях система, как известно, структурно неустойчива. Таким образом, использование системы стабилизации такой простой структуры не позволяет осуществлять астатическое регулирование заданной скорости полета.

Очевидно, что астатичность регулирования может быть достигнута введением первой производной от регулируемой величины, т. е. пу-

тевого ускорения летательного аппарата. Это же средство увеличивает значения критического коэффициента усиления статической системы.

Измерение указанной производной сопряжено с некоторыми практическими затруднениями, вызванными значительными, быстро изменяющимися помехами.

Проведенный анализ основан на рассмотрении одного из уравнений (2.6) продольного движения летательного аппарата и поэтому отражает лишь главные черты изучаемого процесса стабилизации скорости. Тем не менее полученные результаты носят достаточно общий характер, так как изменением именно сил сопротивления и тяги определяется неустойчивость движения летательного аппарата по отношению к скорости его полета.

Кроме того, принятое условие

$$\Delta\Theta \approx \Delta\alpha \approx 0$$

имеет место при наличии стабилизации вращательного движения летательного аппарата с помощью автопилота.

При этом последний процесс может рассматриваться как не зависящий от процесса стабилизации скорости, так как протекает обычно гораздо быстрее.

Рассмотренный способ стабилизации скорости полета не является единственным. Другая возможность состоит в стабилизации воздействием на руль высоты и обусловливается зависимостью скорости полета от всего продольного движения летательного аппарата. Однако руль высоты как регулирующий орган обладает по сравнению с двигателем значительно меньшей эффективностью. Поэтому этот способ требует усложнения структуры автомата, в частности введения в закон регулирования второй производной $\Delta\ddot{V}$.

Кроме того, как видно из тех же уравнений (2.6), возможна стабилизация скорости при координированном управлении различными регулирующими органами.

На рис. 7.10 приведены такие возможные структурные схемы: стабилизация одновременным воздействием на тягу двигателя и руль высоты (рис. 7.10,*а*); связанная стабилизация скорости и вращательного движения летательного аппарата (рис. 7.10,*б*); связанная стабилизация скорости и высоты полета (рис. 7.10,*в*). Анализ таких систем может быть проведен методами, рассмотренными в гл. VI, § 4.

Контрольные вопросы

1. Как влияет на динамические и статические характеристики системы введение в закон регулирования сигнала, зависящего от бокового отклонения центра масс летательного аппарата?

2. В чем состоят преимущества и недостатки стабилизации бокового движения центра масс путем введения сигнала, зависящего от бокового ускорения W_z?

3. В чем состоит особенность задачи стабилизации высоты полета (по сравнению со стабилизацией бокового движения)?

4. Приведите возможные структурные схемы стабилизации высоты полета.

5. Каковы преимущества стабилизации высоты полета при одновременном управлении рулем высоты и силой тяги двигателя?

6. Приведите структурную схему системы стабилизации бокового движения центра масс при одновременном воздействии на руль поворота и элерона.

7. Как сказывается на качестве стабилизации высоты полета наличие стабилизации величины скорости движения?

8. Каким способом может быть достигнута астатичность регулирования высоты полета по отношению ко всем возмущающим воздействиям? В чем состоят недостатки такой схемы?

9. Каким путем можно достичь повышения устойчивости стабилизации высоты полета?

10. В каких случаях необходима стабилизация величины скорости полета летательного аппарата?

11. Приведите возможные структурные схемы систем стабилизации скорости полета.

12. Каким образом можно достичь астатичности регулирования скорости по отношению к изменениям веса летательного аппарата?

13. В чем состоят преимущества связанной системы стабилизации скорости и вращательного движения летательного аппарата?

14. В чем состоят преимущества связанной системы стабилизации скорости и высоты полета?

ЛИТЕРАТУРА

Боднер В. А., Козлов М. С. Стабилизация летательных аппаратов и автопилоты. Гл. V, VI. Оборонгиз, 1961.

Хохлов А. Ф. Теория и техническое применение автоматических устройств. Гл. XIV, XVI. Машгиз, 1959.

Доброленский Ю. П., Иванов В. И. и Поспелов Г. С. Автоматика управляемых снарядов. Гл. XI. Оборонгиз, 1963.

ГЛАВА VIII

ВЛИЯНИЕ НЕЛИНЕЙНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АВТОПИЛОТА И ВРЕМЕННОГО ЗАПАЗДЫВАНИЯ НА РАБОТУ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ

§ 1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Для стабилизации летательных аппаратов, в особенности беспилотных, применяются автопилоты, включающие релейный усилитель. Такие автопилоты обладают сравнительной простотой, малыми габаритами и высокой надежностью. Однако работа таких автопилотов обладает некоторыми особенностями по сравнению с аналогичными устройствами, рассмотренными выше. Вместе с тем для анализа систем, включающих существенно нелинейные элементы, оказываются неприемлемыми методы линейной теории автоматического регулирования.

Следует заметить, что автопилот может содержать нелинейные звенья даже в том случае, если они не были введены в систему специально. На самом деле, реальные элементы системы могут содержать в своей характеристике некоторую зону нечувствительности. Так, например, характеристика гидравлической рулевой машинки обычно имеет некоторую зону нечувствительности из-за перекрытия окон золотника (рис. 4.32,*б*). Зона нечувствительности может также возникнуть вследствие сил трения в элементах системы или за счет зазоров в кинематической цепи.

Помимо этого, характеристика каждого реального элемента может быть линейна только в какой-то ограниченной области и содержит участки насыщения. Это означает, что, начиная с некоторого значения входной величины звена $x_{вх}$, выходная его величина $x_{вых}$ остается постоянной, несмотря на увеличения $x_{вх}$. Указанные факторы типа зоны нечувствительности и насыщения также могут оказать существенное влияние на поведение системы стабилизации. Большой практический интерес представляет рассмотрение работы системы стабилизации с учетом реальных характеристик входящих в нее элементов.

Решение поставленных задач желательно провести в таком виде, чтобы можно было сделать общие выводы. Большинство существующих методов анализа нелинейных систем обладает значительной сложностью и громоздкостью. Поэтому с целью получения наиболее нагляд-

ных результатов в дальнейшем ограничимся рассмотрением систем, в которых поведение летательного аппарата описывается линейным дифференциальным уравнением второго порядка. Подобные задачи возникают, например, при рассмотрении стабилизации крена. Однако даже при таком упрощении точное решение задачи может быть получено только в некоторых частных случаях. Наиболее полно разработаны методы анализа релейных систем. В частности, для анализа работы систем стабилизации удобен метод, разработанный Г. С. Поспеловым*.

В том случае, когда характеристика нелинейного звена имеет более сложный вид, целесообразно пользоваться приближенными ме-

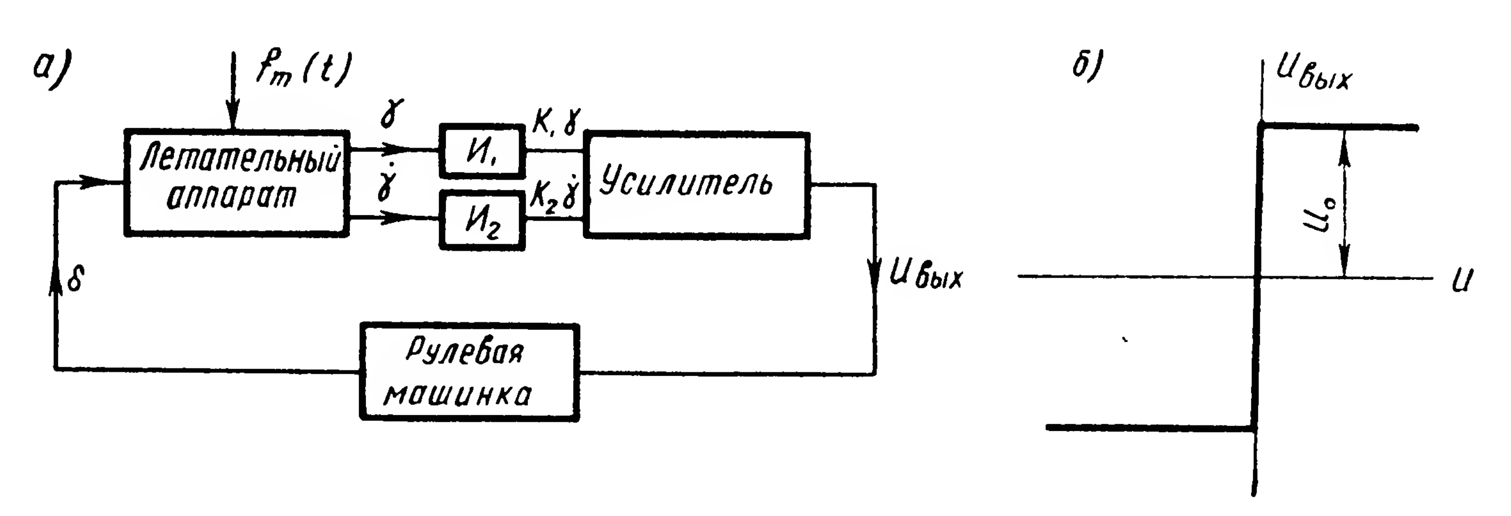


Рис. 8.1. Структурная схема автомата стабилизации с электромагнитной рулевой машинкой (*а*) и характеристика реле, принятая для расчета (*б*)

тодами, например методом гармонической линеаризации. Такие простейшие задачи, в которых уравнение системы стабилизации имеет второй порядок, с успехом могут быть рассмотрены чрезвычайно наглядным методом фазовых траекторий.

§ 2. ПОПЕРЕЧНАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА АВТОМАТОМ С ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ РУЛЕВОЙ МАШИНКОЙ

Простейшей схемой автомата стабилизации крена является схема, в которой изменение положения регулирующего органа осуществляется электромагнитом. В качестве регулирующих органов в данном случае обычно используют элероны, интерцепторы или специальные сопла струйного управления. Структурная схема рассматриваемого устройства может быть представлена в виде, показанном на рис. 8.1,*а*. Угол отклонения летательного аппарата фиксируется измерителем $И_1$. Угловая скорость измеряется прибором $И_2$. Сигналы с измерителей суммируются и усиливаются с помощью усилителя. Для этой цели чаще всего используется обычное поляризованное реле. Будем считать, что характеристика реле имеет вид, показанный на рис. 8.1,*б*.

* Основы автоматического регулирования. Под ред. д-ра техн. наук Солодовникова В. В. Т. I. Машгиз, 1954.

Составим уравнения системы стабилизации. Полагая измерители идеальными, запишем

$$U_1 = k_1 \gamma; \quad U_2 = k_2 \dot{\gamma},$$

где U_1 и U_2 — сигналы, снимаемые с измерителей;

k_1 и k_2— коэффициенты пропорциональности.

Сигналы, снимаемые с измерителей, суммируем и получаем

$$U = U_1 + U_2 = k_1 (1 + T_0 p) \gamma,$$

где

$$T_0 = \frac{k_2}{k_1}.$$

Уравнение поляризованного реле имеет вид

$$U_{\text{вых}} = U_0 \operatorname{sign} [U].$$

Уравнение электромагнитной рулевой машинки совместно с регулирующим органом имеет следующий вид:

$$\delta = \delta_0 \operatorname{sign} [U_{\text{вых}}],$$

где δ_0 — максимальный угол отклонения рулей.

Объединяя последние три уравнения в одно, получаем

$$\delta = \delta_0 \operatorname{sign} k_1 [1 + T_0 p] \gamma$$

или

$$\delta = \delta_0 \operatorname{sign} [1 + T_0 p] \gamma.$$

Поляризованные реле так же, как и электромагниты, обладают определенным запаздыванием. Если Δt_1— время срабатывания поляризованного реле и Δt_2— время, необходимое для отклонения рулей, то суммарное запаздывание в срабатывании системы будет

$$\Delta t_{\text{ср}} = \Delta t_1 + \Delta t_2.$$

В дальнейшем будем считать, что запаздывание в срабатывании системы $\Delta t_{\text{ср}}$ равно запаздыванию в отпускании $\Delta t_{\text{от}}$. Иными словами,

$$\Delta t_{\text{ср}} = \Delta t_{\text{от}} = \Delta t.$$

С учетом запаздывания уравнение автомата стабилизации можно записать в виде

$$\delta = \delta_0 \operatorname{sign}_{\Delta t} [1 + T_0 p] \gamma.$$

Здесь знак Δt указывает на наличие в системе запаздывания.

Таким образом, уравнение системы стабилизации получим в виде

$$T_c\ddot{\gamma} + \dot{\gamma} = -k_c\delta + f_m(t); \tag{8.1}$$
$$\delta = \delta_0 \operatorname{sign}_{\Delta t}[\gamma + T_0\dot{\gamma}].$$

Рассматривая в дальнейшем свободные колебания системы, предположим, что

$$f_m(t) = 0.$$

Тогда вместо (8.1) будем иметь

$$T_c\ddot{\gamma} + \dot{\gamma} + k\operatorname{sign}_{\Delta t}(\gamma + T_0\dot{\gamma}) = 0, \tag{8.2}$$

где

$$k = \delta_0 k_c.$$

Уравнение (8.2) удобно привести к новым переменным

$$x = \frac{\gamma}{kT_c} \quad \text{и} \quad \tau = \frac{t}{T_c},$$

откуда

$$\dot{\gamma} = \frac{dx}{dt} kT_c = kT_c \frac{dx}{d\tau} \cdot \frac{d\tau}{dt} = k\frac{dx}{d\tau};$$

$$\ddot{\gamma} = \frac{d}{dt}\left(\frac{d\gamma}{dt}\right) = k\frac{d}{dt}\left(\frac{dx}{d\tau}\right) = k\frac{d}{d\tau}\left(\frac{dx}{d\tau}\right)\frac{d\tau}{dt} = \frac{k}{T_c} \cdot \frac{d^2x}{d\tau^2}.$$

Уравнение (8.2) в новых переменных имеет вид

$$\frac{d^2x}{d\tau^2} + \frac{dx}{d\tau} + \operatorname{sign}_{\Delta\tau}\left(xkT_c + kT_0\frac{dx}{d\tau}\right) = 0$$

или

$$\frac{d^2x}{d\tau^2} + \frac{dx}{d\tau} + \operatorname{sign}_{\Delta\tau}\left(x + \zeta\frac{dx}{dt}\right) = 0,$$

где

$$\zeta = \frac{T_0}{T_c}.$$

Найденное уравнение может быть проанализировано многими методами нелинейной теории автоматического регулирования. Наиболее наглядным оказывается решение данной задачи в случае, если воспользоваться результатами, полученными с помощью фазовых траекторий для релейных следящих систем*.

* Доброленский Ю. П. и др. Автоматика управляемых снарядов. Гл. XI. Оборонгиз, 1963.

Weiss. Analysis of Relay servomechanisms, Journal of the aeronautical sciences, № 7, 1946.

Рассмотрим сначала идеализированный случай, когда запаздывание в системе равно нулю. Будем считать, что производная в закон регулирования не вводится. При этих условиях уравнение движения системы принимает вид

$$\frac{d^2x}{d\tau^2} + \frac{dx}{d\tau} + \operatorname{sign} x = 0.$$

Для удобства дальнейших расчетов введем обозначение

$$\operatorname{sign} x = -\varkappa;\ \frac{dx}{d\tau} = y,$$

причем $\varkappa = 1$ при $x < 0$ и $\varkappa = -1$ при $x > 0$.

Уравнения системы принимают вид

$$\left.\begin{aligned} &\frac{dy}{d\tau} + y = \varkappa; \\ &\frac{dx}{d\tau} = y. \end{aligned}\right\} \tag{8.3}$$

Уравнения (8.3) могут быть решены в том случае, если $\varkappa = \text{const}$. Изменение значения функции $\varkappa$ может быть учтено при перемене знака величины x. Решение первого уравнения при начальных условиях $y = y_0$, $\tau = 0$ имеет вид

$$y = y_0 e^{-\tau} + \varkappa (1 - e^{-\tau}). \tag{8.4}$$

Проинтегрировав последнее уравнение, находим

$$x = \int y d\tau + C = -y_0 e^{-\tau} + \varkappa\tau + \varkappa e^{-\tau} + C.$$

Постоянная C определяется из тех условий, что при $\tau = 0$ $x = x_0$, следовательно,

$$C = y_0 + x_0 - \varkappa.$$

Таким образом,

$$x = x_0 + y_0 (1 - e^{-\tau}) + \varkappa [\tau - (1 - e^{-\tau})]. \tag{8.5}$$

При известных начальных условиях величина x может быть построена по участкам. Конечные значения y и x каждого предыдущего участка есть начальные значения y_0 и x_0 каждого последующего участка. В качестве примера на рис. 8.2 при начальных условиях $y_{\tau=0} = 0$ и $x_{\tau=0} = -|x_0|$ приведено построение величин x, y и $\varkappa$. Напомним, что величина x характеризует угол крена γ, величина y — угловую скорость крена $\dot{\gamma}$, а величина $\varkappa$ — отклонение рулей. Однако из приведенного построения сделать общих выводов о свойствах системы не удается. Исключим из уравнений (8.4) и (8.5) время τ. С этой целью из уравнения (8.4) определяем

$$e^{-\tau} = \frac{y-\varkappa}{y_0-\varkappa}$$

или

$$\tau = \ln \frac{y_0-\varkappa}{y-\varkappa}.$$

Подставляя в уравнение (8.5) значение $e^{-\tau}$ и τ, получаем

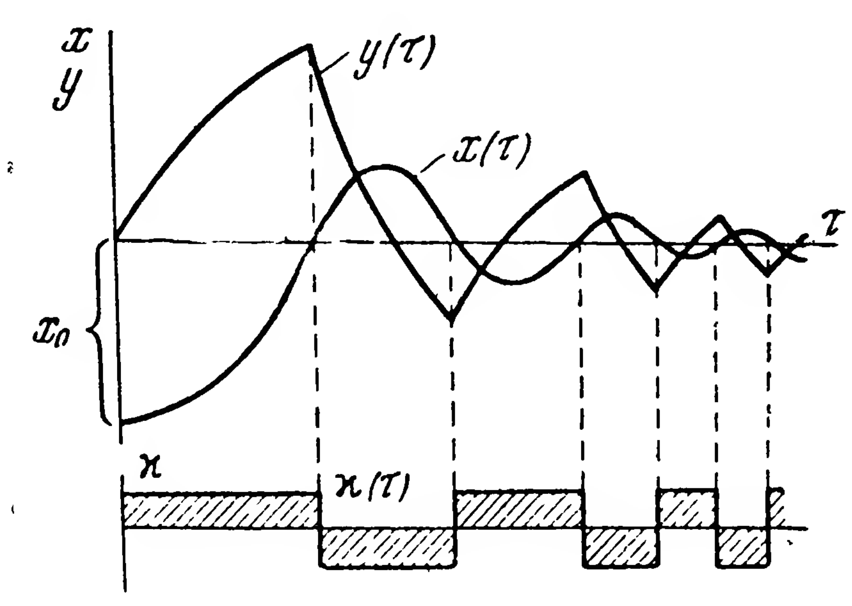


Рис. 8.2. Процессы в системе стабилизации

$$x = x_0 + y_0 + \varkappa\left[\ln\frac{y_0-\varkappa}{y-\varkappa} - 1 + \frac{y-\varkappa}{y_0-\varkappa}\right] - y_0\frac{y-\varkappa}{y_0-\varkappa}$$

или

$$x = x_0 + y_0 - y + \varkappa\ln\frac{y_0-\varkappa}{y-\varkappa}. \tag{8.6}$$

Найденное выражение является уравнением фазовых траекторий. При $x<0$ $\varkappa=1$, т. е. для всей левой части фазовой плоскости имеем

$$x = x_0 + y_0 - y + \ln\frac{1-y_0}{1-y}, \tag{8.7}$$

при $x>0$ $\varkappa=-1$, т. е. для всей правой части фазовой плоскости

$$x = x_0 + y_0 - y - \ln\frac{1+y_0}{1+y}. \tag{8.8}$$

На рис. 8.3,*а* построены фазовые траектории при начальных условиях

$$y_{\tau=0} = 0, \quad x_{\tau=0} = -x_0.$$

Из построения видно, что фазовые траектории представляют собой кривые, сходящиеся к началу координат. Заметим, что вид уравнения (8.6) не зависит от параметров летательного аппарата и автопилота. Следовательно, исследуемая система устойчива при всех значениях ее параметров. При необходимости от фазовой плоскости легко перейти к зависимостям $y=y(t)$ и $x=x(t)$. Для этой цели складывая уравнения (8.4) и (8.5), получаем

$$x + y = x_0 + y_0 + \varkappa\tau.$$

Заменим теперь y_0 и x_0 на y_1 и x_1. Точно так же заменим величины y и x на y_2 и x_2. Время движения изображающей точки из положения *1* в положение *2* (рис. 8.3,*б*) равно

$$\tau_{12} = \frac{1}{\varkappa}\,[(x_2 - x_1) + (y_2 - y_1)]$$

или

$$\tau_{12} = \frac{1}{\varkappa}(\Delta x + \Delta y). \tag{8.9}$$

Иными словами, время движения изображающей точки на участке *1—2* равно алгебраической сумме прироста координат Δx и Δy. С уче-

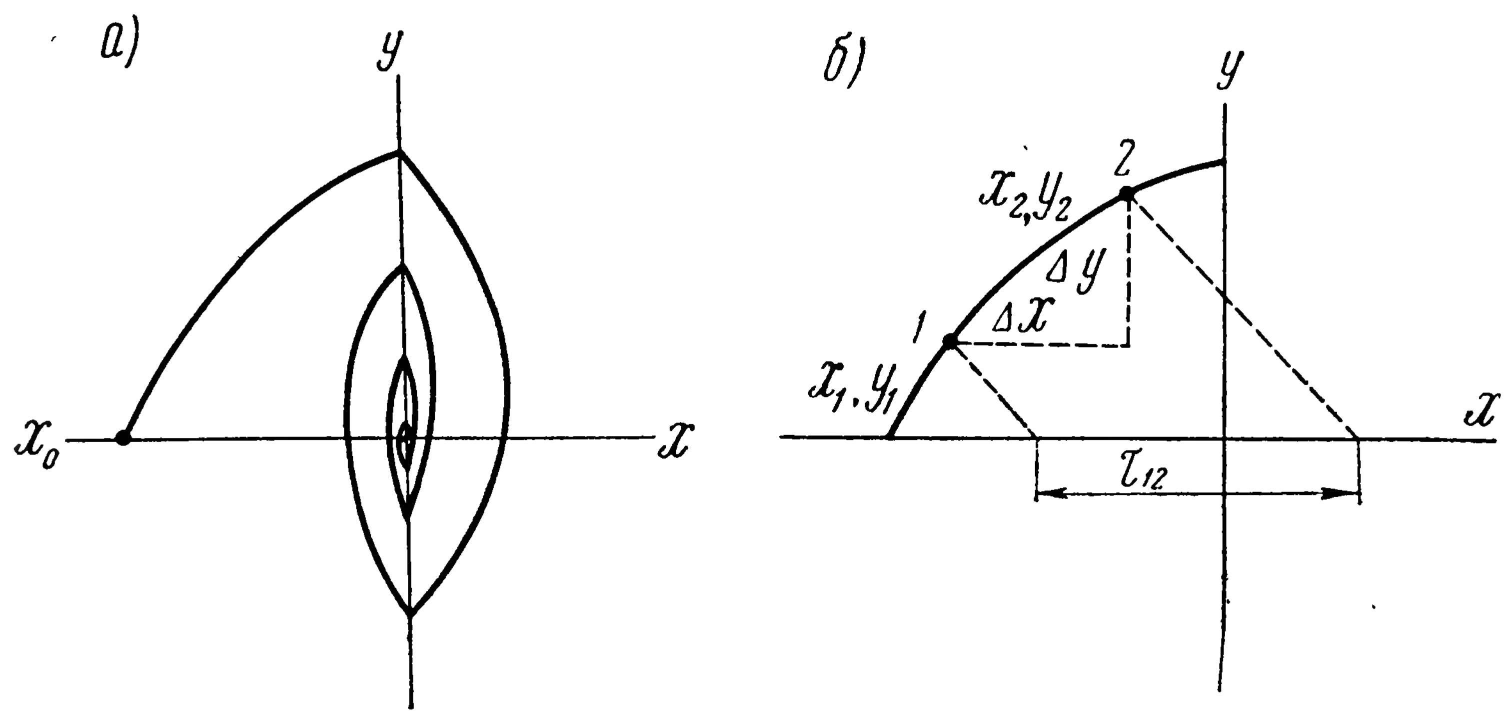


Рис. 8.3. Фазовые траектории системы (*а*), часть фазовых траекторий (*б*)

том знака $\varkappa$ интервал времени τ будет всегда положителен. Для определения суммы $\Delta x + \Delta y$ достаточно провести через точки *1* и *2* две параллельные линии под углом 135° к оси x. Эти две прямые на оси x отсекут отрезок, численно равный искомому отрезку времени.

Пользуясь изложенным приемом, по фазовой траектории можно найти изменение величин x и y во времени. На рис. 8.2 изображена картина, соответствующая фазовым траекториям (рис. 8.3,*а*). Из рис. 8.2 видно, что частота переключений рулей непрерывно растет, стремясь к бесконечности. В установившемся режиме рули летательного аппарата будут совершать колебания бесконечно большой частоты. Амплитуда колебаний летательного аппарата будет бесконечно малой.

В реальной системе переключение рулей будет отставать на время Δt, определяемое временем срабатывания реле и электромагнитов, по отношению к изменению знака угла крена γ. В наших обозначениях время запаздывания $\Delta\tau$ определяется по формуле

$$\Delta\tau = \frac{\Delta t}{T_c}.$$

С учетом запаздывания линия на фазовой плоскости, где происходит переключение рулей, смещается по часовой стрелке, как это показано на рис. 8.4,*а*. Легко показать, что линией переключения является прямая с углом наклона

$$\varphi = \operatorname{arctg} \frac{1}{e^{\Delta\tau} - 1},$$

Рис. 8.4. Линия переключения для системы с запаздыванием (*а*) и фазовые траектории для системы с запаздыванием (*б*)

пересекающая ось y на расстоянии

$$a = 1 - \frac{\Delta\tau}{e^{\Delta\tau} - 1}$$

от начала координат.

Построение фазовых траекторий для этого случая приведено на рис. 8.4,*б*. Как видно из рисунка, фазовые траектории сходятся к некоторому предельному циклу. Независимо от начальных условий в системе существуют автоколебания определенной амплитуды и частоты.

Процессы, происходящие в системе во времени, показаны на рис. 8.5, причем на рисунке обозначено: Θ — период автоколебаний, x_m— амплитуда автоколебаний, y_m— максимальное значение скорости в процессе автоколебаний, $\Delta\tau$ — отрезок времени между изменением знака отклонения летательного аппарата и изменением знака положения рулей.

Рассмотрим теперь результат введения в закон регулирования первой производной. Для этого случая уравнение системы стабилизации было получено в виде

$$\frac{d^2x}{d\tau^2} + \frac{dx}{d\tau} + \operatorname{sign}_{\Delta\tau}\left(x + \zeta \frac{dx}{d\tau}\right) = 0. \qquad (8.10)$$

В уравнении (8.10) величина $\operatorname{sign}_{\Delta\tau}\left(x+\zeta\frac{dx}{d\tau}\right)$ в зависимости от аргумента $\left(x+\zeta\frac{dx}{d\tau}\right)$ принимает определенное и постоянное значение на различных участках. Обозначая, как и раньше,

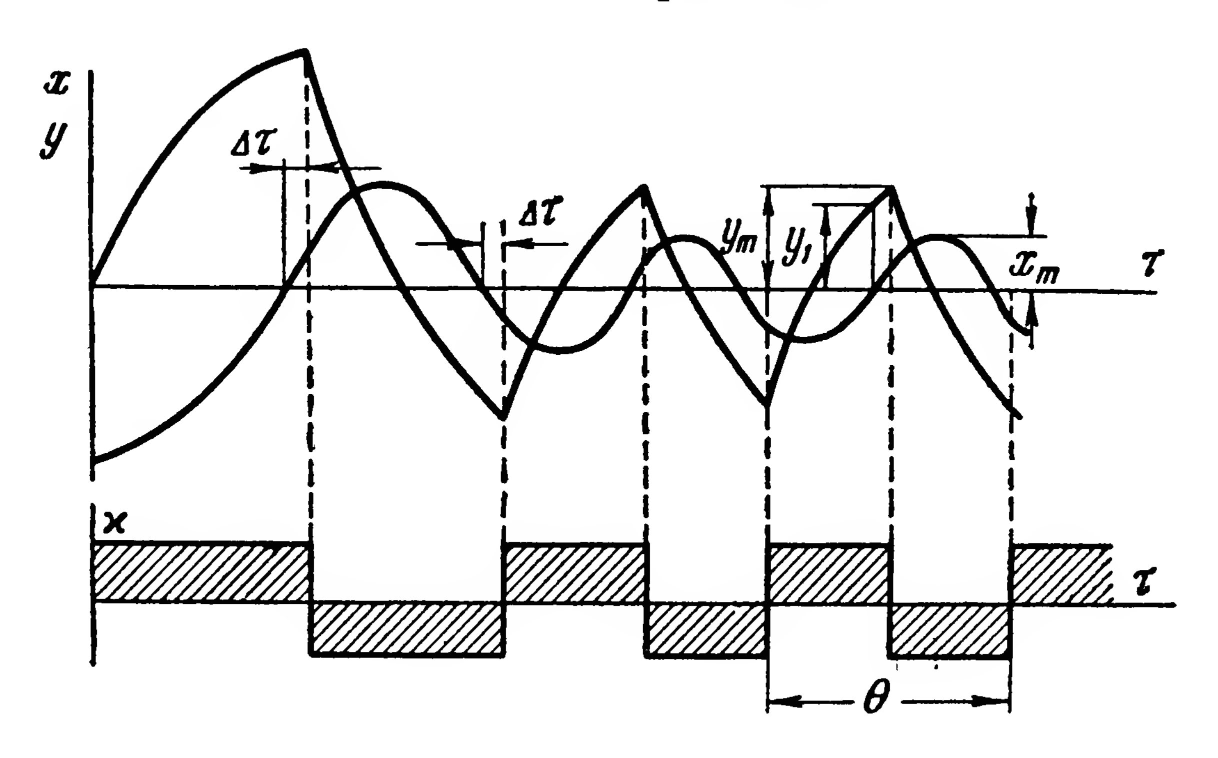


Рис. 8.5. Процессы в системе стабилизации с запаздыванием

$$\operatorname{sign}_{\Delta\tau}\left(x+\zeta\frac{dx}{d\tau}\right)=-\varkappa,$$

получим систему, аналогичную (8.3), и уравнения фазовых траекторий в виде (8.6). Остается только определить линии переключения на фазовой плоскости. Для простоты ограничимся рассмотрением случая, когда усилитель имеет характеристику, представленную на рис. 8.1,*б*. При отсутствии запаздывания переключение и изменение знака $\varkappa$

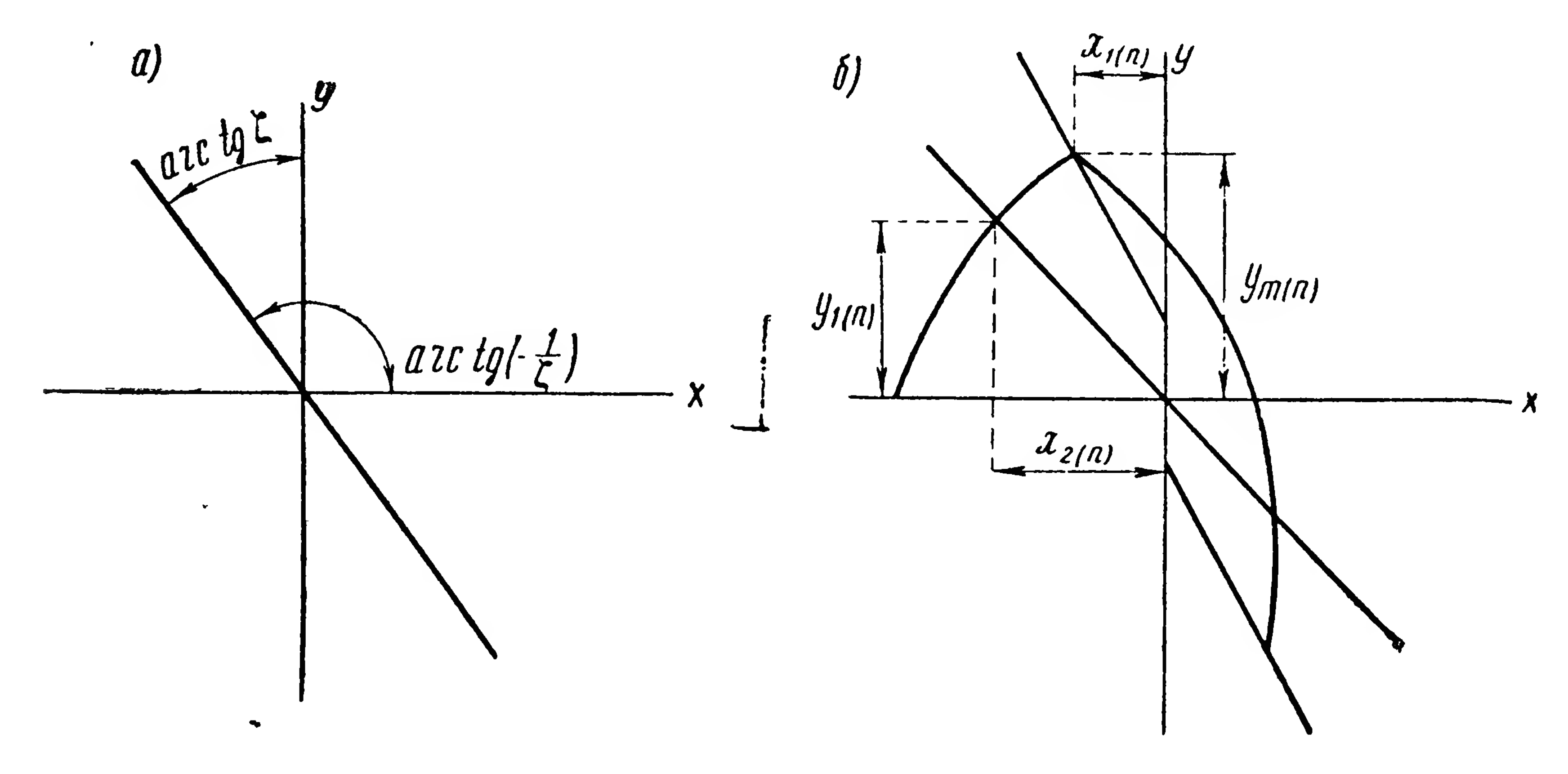


Рис. 8.6. Линия переключения (*а*) и участок фазовой траектории для системы стабилизации с введением в закон регулирования производной (*б*)

будет происходить тогда, когда значение величины $(x+\zeta y)$ будет проходить через нуль. Отсюда получаем уравнение линии переключения в виде

$$x+\zeta y=0$$

или

$$y=-\frac{1}{\zeta}x.$$

Линия переключения представляет собой прямую, проходящую через начало координат и наклоненную под углом $\operatorname{arctg}\left(-\frac{1}{\zeta}\right)$ к оси x (рис. 8.6,*а*). Временнóе запаздывание $\Delta\tau$ смещает линию переключения по часовой стрелке. Найдем уравнение линии переключения с учетом запаздывания. На основании уравнения (8.4), а также учитывая рис. 8.6,*б*, находим

$$y_{m(n)}=y_{1(n)}e^{-\Delta\tau}+(1-e^{-\Delta\tau}), \tag{8.11}$$

откуда

$$y_{1(n)}=\frac{y_{m(n)}-(1-e^{-\Delta\tau})}{e^{-\Delta\tau}}.$$

Подставив полученное равенство в уравнение (8.7) и принимая во внимание, что в нашем случае $x_0=x_{2(n)}$, получим

$$x_{1(n)}=x_{2(n)}+\frac{y_{m(n)}-(1-e^{-\Delta\tau})}{e^{-\Delta\tau}}-y_{m(n)}+$$

$$+\ln\frac{1-\dfrac{y_{m(n)}-(1-e^{-\Delta\tau})}{e^{-\Delta\tau}}}{1-y_{m(n)}}.$$

Очевидно, что

$$x_{2(n)}=-\zeta y_{1(n)},$$

следовательно,

$$x_{1(n)}=-\zeta\frac{y_{m(n)}-(1-e^{-\Delta\tau})}{e^{-\Delta\tau}}+\frac{y_{m(n)}-(1-e^{-\Delta\tau})}{e^{-\Delta\tau}}-y_{m(n)}+\ln e^{\Delta\tau}$$

или

$$x_{1(n)}=y_{m(n)}[(1-\zeta)e^{\Delta\tau}-1]-(e^{\Delta\tau}-1)(1-\zeta)+\Delta\tau.$$

Уравнение линии переключения получим теперь в виде

$$x+ay+b=0,$$

где

$$a=-[(1-\zeta)e^{\Delta\tau}-1];$$

$$b=(e^{\Delta\tau}-1)(1-\zeta)+\Delta\tau.$$

Протекание процесса стабилизации на фазовой плоскости и во времени показано на рис. 8.7,*а* и 8.7,*б*. Из кривых видно, что фазовые траектории сходятся к устойчивому предельному циклу и в системе

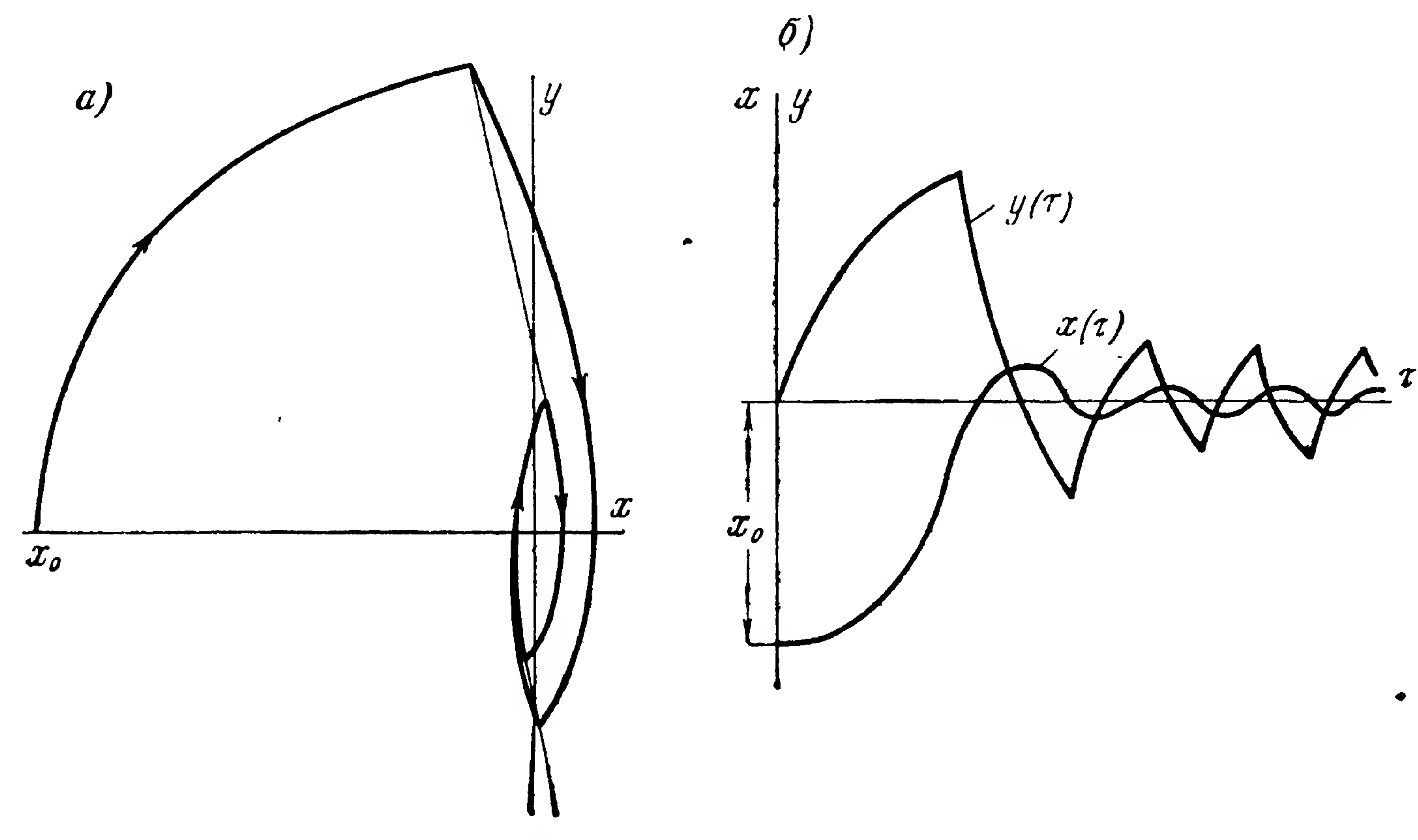


Рис. 8.7. Фазовые траектории (*а*) и процессы во времени (*б*) для системы стабилизации с запаздыванием и введением в закон регулирования производной

существуют автоколебания. Амплитуда автоколебаний значительно меньше, чем в системе без введения производной.

Найдем зависимость амплитуды автоколебаний от параметров сис

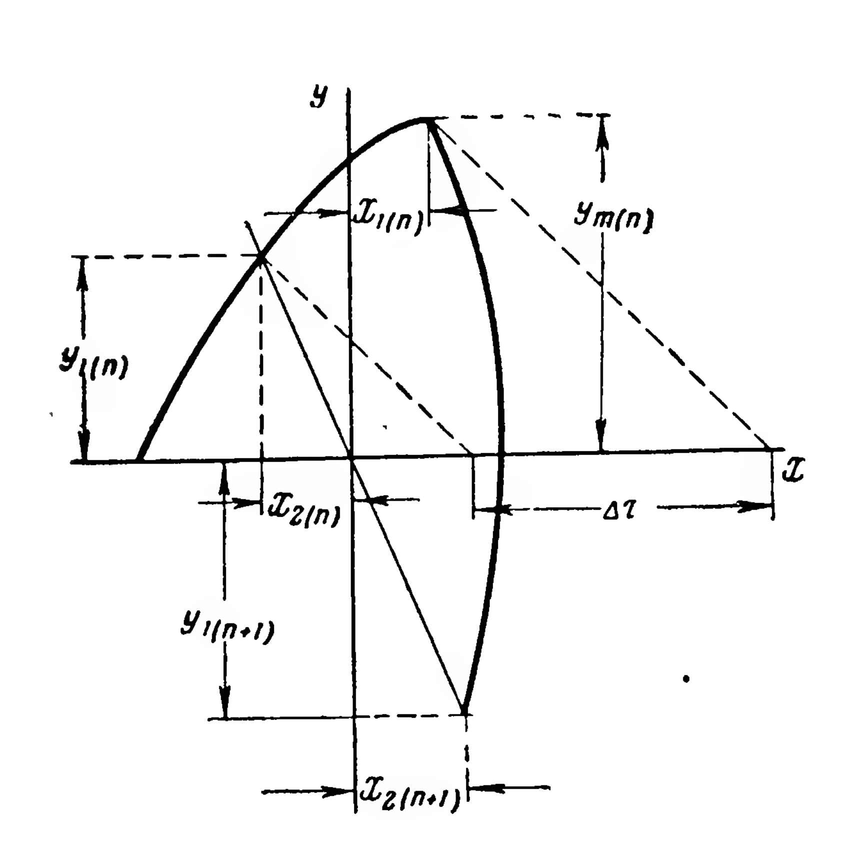


Рис. 8.8. Участок фазовой траектории для системы стабилизации с запаздыванием и введением в закон регулирования производной

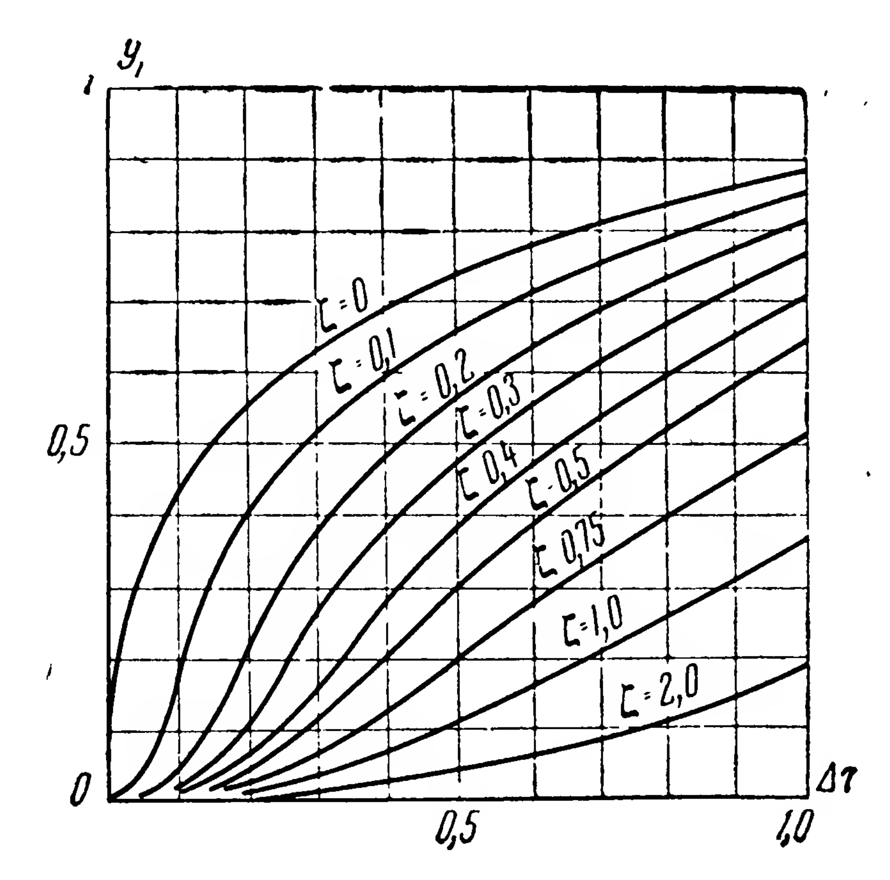


Рис. 8.9. Графики зависимости $y_1 = f(\Delta\tau, \xi)$

темы. С этой целью рассмотрим часть фазовых траекторий, представленных на рис. 8.8. На основании формулы (8.8) можно записать

$$x_{2(n+1)} = x_{1(n)} + y_{m(n)} + y_{1(n+1)} - \ln \frac{1+y_{m(n)}}{1-y_{1(n+1)}}. \qquad (8.12)$$

Кроме того, очевидно, что

$$x_{2(n+1)} = \zeta y_{1(n+1)}.$$

Из рис. 8.8 видно, что

$$\Delta\tau = [y_{m(n)} - y_{1(n)}] + [x_{1(n)} + x_{2(n)}],$$

откуда

$$x_{1(n)} = \Delta\tau - [y_{m(n)} - y_{1(n)}] - y_{1(n)}\zeta.$$

Кроме того, из уравнения (8.11) следует, что

$$y_{m(n)} = y_{1(n)} e^{-\Delta\tau} + (1 - e^{-\Delta\tau}).$$

Выражение (8.12) можно теперь записать в виде

$$-(1-\zeta)\, y_{1(n+1)} = \Delta\tau + y_{1(n)}(1-\zeta) - \ln \frac{2-(1-y_{1(n)})e^{-\Delta\tau}}{1-y_{1(n+1)}}$$

или

$$\ln e^{-(1-\zeta)\, y_{1(n+1)}} = \ln \frac{(1-y_{1(n+1)})\, e^{\Delta\tau} e^{y_{1(n)}(1-\zeta)}}{2-(1-y_{1(n)})\, e^{-\Delta\tau}},$$

откуда находим

$$e^{2\Delta\tau}(1 - y_{1(n+1)})\, e^{(1-\zeta)\, y_{1(n+1)}} =$$
$$= [2e^{\Delta\tau} - (1 - y_{1(n+1)})]\, e^{-y_{1(n+1)}(1-\zeta)}.$$

В случае возникновения в системе автоколебаний, т. е. при $n \to \infty$ имеем

$$y_{1(n)} = y_{1(n+1)} = y_1.$$

Следовательно,

$$e^{2\Delta\tau}(1 - y_1)\, e^{2y_1(1-\zeta)} - 2e^{\Delta\tau} + (1 - y_1) = 0. \qquad (8.13)$$

Уравнение (8.13) может быть в явном виде разрешено относительно $\Delta\tau$:

$$e^{2\Delta\tau} - \frac{2}{(1-y_1)\, e^{2y_1(1-\zeta)}} \cdot e^{\Delta\tau} + \frac{1}{e^{2y_1(1-\zeta)}} = 0,$$

откуда

$$\Delta\tau = \ln \frac{1+\sqrt{1-e^{2y_1(1-\zeta)}(1-y_1)^2}}{e^{2y_1(1-\zeta)}(1-y_1)}. \qquad (8.14)$$

На рис. 8.9 согласно формуле (8.14) произведено построение кривых

$$y_1 = f(\Delta\tau;\ \zeta)^*.$$

По известной величине y_1 могут быть определены другие интересующие нас параметры автоколебаний.

На основании формулы (8.11) максимальное значение скорости крена в процессе автоколебаний

$$y_m = 1-(1-y_1)\,e^{-\Delta\tau}. \qquad (8.15)$$

Для определения амплитуды автоколебаний воспользуемся формулой (8.7), подставив туда начальные значения $x_0=-x_m$; $y_0=0$ и конечные значения $x=x_{2(n)}$; $y=y_1$. В результате подстановки находим

$$x_{2(n)} = -x_m - y_1 + \ln\frac{1}{1-y_1}.$$

Учитывая, что $x_{2(n)} = -\zeta y_1$, получаем окончательно амплитуду автоколебаний

$$x_m = \ln\frac{1}{1-y_1} - y_1(1-\zeta). \qquad (8.16)$$

Подставив в уравнение (8.4)

$$\tau = \frac{\theta}{2};\quad y_0 = y_m;\quad y = y_m,$$

получим

$$-y_m = y_m e^{-\frac{\theta}{2}} - 1 + e^{-\frac{\theta}{2}},$$

откуда находим период автоколебаний

$$\theta = 2\ln\frac{1+y_m}{1-y_m}. \qquad (8.17)$$

Из графиков, показанных на рис. 8.9, и формулы (8.16) следует, что амплитуда колебаний летательного аппарата уменьшается с увеличением величины ζ. С этой точки зрения целесообразно увеличивать крутизну сигнала, снимаемого с измерителя угловой скорости. Однако очень большое значение ζ может не обеспечить удовлетворительного быстродействия системы. Оптимальным для быстродействия системы будет такое протекание процесса, когда при любых начальных отклонениях фазовая траектория после первого излома на линии переключения пойдет в начало координат.

---

* Д о б р о л е н с к и й Ю. П. и др. Автоматика управляемых снарядов. Оборонгиз, 1963, стр. 95.

18 Заказ 272

Протекание оптимального процесса можно представить себе следующим образом: после отклонения летательного аппарата рули полностью отклоняются в соответствующую сторону и система начинает возвращаться к заданному положению. За счет сигнала датчика угловой скорости происходит переключение рулей в противоположную сторону еще до того, как отклонение летательного аппарата стало равным нулю. При этом порция сигнала от ДУС подбирается таким образом и переключение происходит в такой момент времени, что летательный аппарат, продолжая двигаться по инерции, достигнет заданного положения при значении угловой скорости, равной нулю. Если же установившимся режимом системы является автоколебательный режим, то система входит в автоколебания. Протекание оптимального процесса во времени показано на рис. 8.10. Для того чтобы при

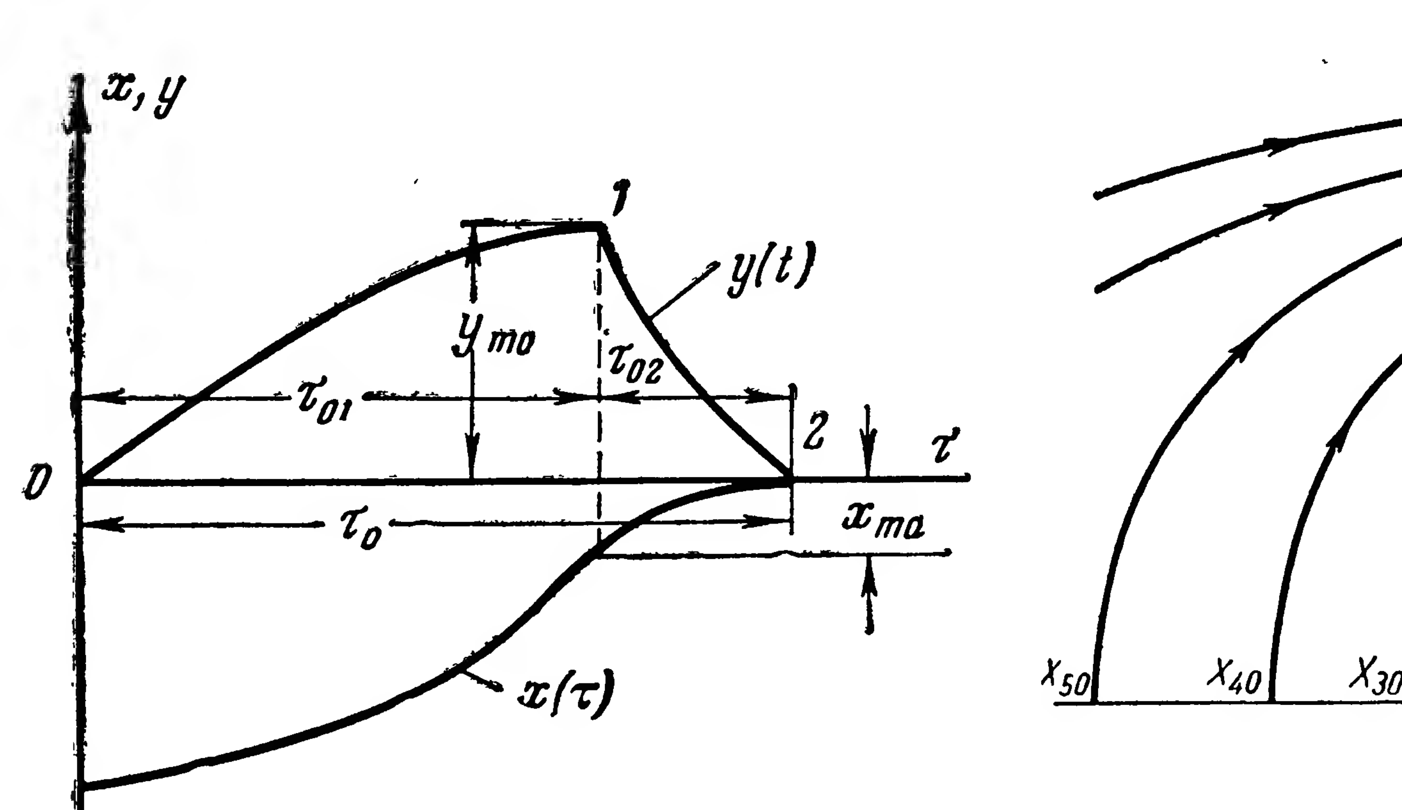


Рис. 8.10. Протекание оптимального процесса

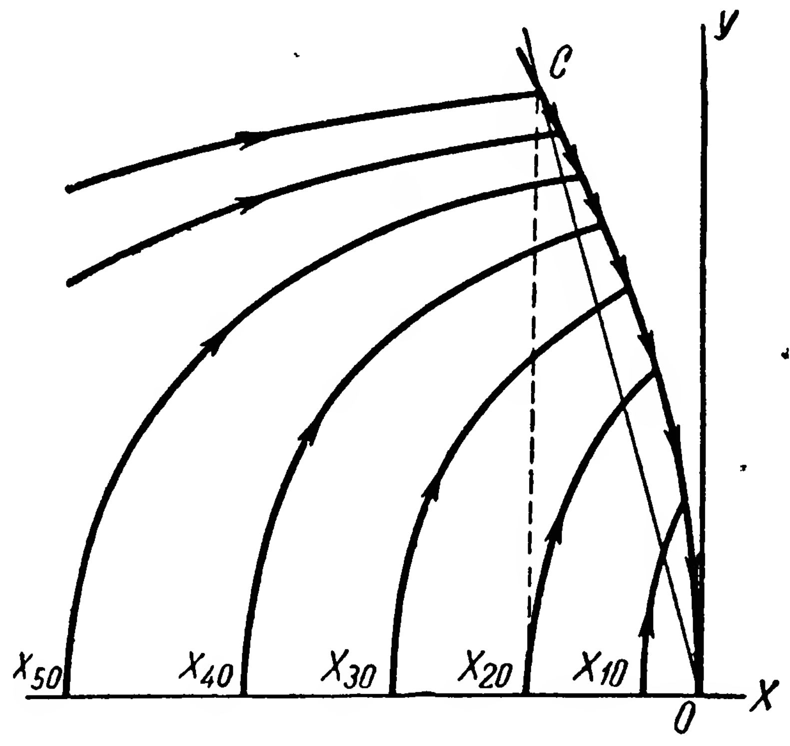


Рис. 8.11. Протекание оптимального процесса на фазовой плоскости

любых начальных отклонениях переходный процесс был оптимальным, переключение рулей должно происходить на фазовой траектории, проходящей через начало координат. Таким образом, для оптимального процесса линия переключения должна быть не прямой, а фазовой траекторией.

Найдем уравнение этой фазовой траектории. Для этой цели воспользуемся уравнением (8.8), приняв в качестве начальных условий значения $x_0=x$ и $y_0=y$, а в качестве конечных $x=0$ и $y=0$. Таким образом, получим

$$0 = x + y - \ln(1 + y). \tag{8.18}$$

Данное уравнение представляет собой уравнение кривой CO на

рис. 8.11. Если линия переключения будет совпадать с кривой CO, процесс стабилизации будет оптимальным при любых начальных отклонениях. Однако в рассматриваемых задачах линия переключения является прямой. Так, в простейшем случае без учета запаздывания линия переключения определяется уравнением

$$x + \zeta y = 0. \tag{8.19}$$

Поэтому для обеспечения оптимального переходного процесса коэффициент ζ должен быть переменным, зависящим от величины y. Осуществление этой зависимости значительно усложнит схему автопилота и такой путь получения оптимального процесса нельзя признать целесообразным. Следует так выбрать постоянное значение ζ, чтобы при различных начальных отклонениях переходный процесс был бы по возможности близок к оптимальному. Для этого необходимо, чтобы линия переключения наиболее близко проходила около кривой CO (рис. 8.11). Выберем значение ζ так, чтобы прямая линия переключения была бы параллельна хорде кривой CO. Эта хорда соединяет точки кривой C и O. Пусть ордината точки C равна 1. Тогда абсцисса точки C согласно уравнению (8.18) будет $-(1-\ln 2)$. Уравнение хорды запишется в следующем виде:

$$x + (1 - \ln 2)\, y = 0. \tag{8.20}$$

Сравнивая коэффициенты при y в уравнении (8.19) и (8.20), находим значение ζ, обеспечивающее протекание процесса, близкого к оптимальному:

$$\zeta = 1 - \ln 2$$

или

$$\zeta \approx 0{,}3.$$

Определим теперь значение величины ζ, обеспечивающее протекание процесса, близкого к оптимальному, при наличии запаздывания. Линия переключения в этом случае определяется уравнением

$$x_{1\,(n)} = y_{m\,(n)} [(1 - \zeta)\, e^{\Delta\tau} - 1] - (e^{\Delta\tau} - 1)(1 - \zeta) + \Delta\tau.$$

Приравнивая коэффициент при y в последнем выражении и уравнении (8.20), получаем

$$-[(1 - \zeta)\, e^{\Delta\tau} - 1] = 1 - \ln 2,$$

откуда

$$\zeta = 1 - e^{\Delta\tau} \ln 2$$

или

$$\zeta = 1 - 0{,}698 e^{\Delta\tau} \tag{8.21}$$

Поскольку переходный процесс при ζ, выбранном в соответствии с формулой (8.21), близок к оптимальному, для определения времени

регулирования τ_0 и максимального значения скорости y_{m0} будем считать его оптимальным. В этом случае процесс изменения скорости состоит из двух экспонент, как это видно на рис. 8.10. Для участка кривой *0—1* на основании формулы (8.4) можно записать

$$y_{m0} = 1 - e^{-\tau_{01}} \tag{8.22}$$

или

$$e^{-\tau_{01}} = 1 - y_{m0}.$$

Для участка кривой *1—2* на основании той же формулы получим

$$0 = y_{m0}e^{-\tau_{02}} - 1 + e^{-\tau_{02}},$$

откуда находим

$$e^{\tau_{02}} = y_{m0} + 1. \tag{8.23}$$

Поделив выражение (8.22) на (8.23), после элементарных преобразований получим значение времени переходного процесса

$$\tau_0 = \tau_{01} + \tau_{02} = \ln \frac{1+y_{m0}}{1-y_{m0}}. \tag{8.24}$$

Остается определить величину y_{m0}. С этой целью воспользуемся уравнением фазовых траекторий (8.6). Для первого участка фазовых траекторий можно записать

$$x_{m0} = -x_0 - y_{m0} + \ln \frac{1}{1-y_{m0}}. \tag{8.25}$$

Для второго участка фазовых траекторий аналогично получаем

$$0 = x_{m0} + y_{m0} - \ln(1 + y_{m0}). \tag{8.26}$$

Складывая выражения (8.25) и (8.26), имеем

$$-x_0 + \ln \frac{1}{1-y_{m0}} - \ln(1 + y_{m0}) = 0$$

или

$$-x_0 = \ln(1 + y_{m0}) + \ln(1 - y_{m0}) = 0.$$

Отсюда легко получить

$$e^{-x_0} = \ln(1 - y_{m0}^2),$$

а также

$$y_{m0} = \sqrt{1 - e^{-x_0}} \tag{8.27}$$

Таким образом, зная начальное отклонение системы x_0, можно по формуле (8.27) найти значение y_{m0}, а затем время переходного процесса τ_0. Приведем теперь несколько числовых примеров, иллюстрирующих полученные результаты. Пусть летательный аппарат имеет следующие данные: $T_c = 0{,}5$ *сек*; $k_c = 50 \, {}^1/_{сек}$. Максимальный угол

отклонения рулей $\delta_0=5°$. Время запаздывания автопилота $\Delta t=0{,}1$ *сек.*

Определим движение системы.

Переходя к новым переменным, получаем

$$\Delta\tau = \frac{\Delta t}{T_c} = \frac{0{,}1}{0{,}5} = 0{,}2.$$

Предположим сначала, что производная в закон регулирования не вводится. В этом случае $\zeta=0$ и по графику на рис. 8.9 находим $y_1=0{,}55$. На основании формулы (8.16) находим амплитуду автоколебаний

$$x_m = \ln\frac{1}{1-y_1} - y_1 = \ln\frac{1}{1-0{,}55} - 0{,}55 = 0{,}25$$

или

$$\gamma_m = x_m T_c k_c \delta_0 = 0{,}25\cdot 0{,}5\cdot 50\cdot 5 = 31{,}3°.$$

Введем теперь в закон регулирования производную. Значение ее подберем на основании соотношения (8.21)

$$\zeta = 1-0{,}698e^{-\Delta\tau} = 1-0{,}698e^{-0{,}2} = 0{,}418.$$

По графику на рис. 8.9 определяем значение y_1, которое оказывается равным 0,075. По формуле (8.16) находим амплитуду автоколебаний

$$x_m = \ln\frac{1}{1-y_1} - y_1(1-\zeta) = \ln\frac{1}{1-0{,}075} - 0{,}075\,(1-0{,}418) = 0{,}0241$$

или

$$\gamma_m = x_m T_c k_c \delta_0 = 0{,}0241\cdot 0{,}5\cdot 50\cdot 5 = 3{,}1°.$$

С введением производной амплитуда автоколебаний уменьшилась примерно в 10 раз.

Определим теперь время переходного процесса. Предположим, что под действием внешних возмущений летательный аппарат отклонился на $\gamma_0=30°$. На основании формулы (8.27) определяем максимальную скорость в переходном процессе

$$y_{m0} = \sqrt{1-e^{-x_0}} = \sqrt{1-e^{-\gamma_0/T_c k_c \delta_0}} = \sqrt{1-e^{-0{,}24}} = 0{,}46.$$

Учитывая выражение (8.24), находим время переходного процесса

$$\tau_0 = \ln\frac{1+y_{m0}}{1-y_{m0}} = \ln\frac{1+0{,}46}{1-0{,}46} = 1$$

или

$$t_0 = \tau_0 T_c = 1\cdot 0{,}5 = 0{,}5 \text{ сек}.$$

Таким образом, через время, равное t_0, система входит в режим автоколебаний. Такое время переходного процесса для большинства случаев является приемлемым.

Оценивая результаты, полученные в настоящем параграфе, приходим к заключению, что нормальным режимом автопилота с электромагнитной рулевой машинкой является режим автоколебаний. С введением в закон регулирования сигнала от ДУС обычно удается получить достаточно малую амплитуду автоколебаний и малое время переходного процесса.

Необходимо заметить также, что в реальной системе, имеющей некоторую зону нечувствительности, автоколебания могут и не наблюдаться.

Рассмотрим пример системы стабилизации крена управляемой бомбы, в которой в качестве исполнительных элементов используются электромагнитные рулевые машинки.

Система стабилизации предназначена для того, чтобы согласовать систему координат, в которой происходит управление летательным аппаратом по курсу («влево-вправо») и тангажу («вверх-вниз») с системой координат объекта, с которого производится наведение бомбы на цель. В качестве управляющих органов летательного аппарата используются интерцепторы, установленные в профиле оперения*. Расположение интерцепторов показано на рис. 8.12, *а*, где изображена хвостовая часть бомбы сзади. Интерцепторы *I* и *I′*, перемещаясь по командам системы управления, осуществляют поворот объекта «вверх-вниз». Интерцепторы *II* и *II′* осуществляют поворот «влево-вправо». Интерцепторы *III* и *IV*, перемещаясь в противоположные стороны, создают момент крена. Перемещение управляющих органов осуществляется электромагнитами, смонтированными согласно рис. 4.17.

Схема системы стабилизации показана на рис. 8.12, *б*. Чувствительным элементом, измеряющим отклонение объекта по крену, является гироскоп с тремя степенями свободы *Г*. С осью гироскопа связана щетка *Щ*. Для улучшения качества стабилизации в схему введен измеритель угловой скорости ДУС. Измеритель угловой скорости через кинематическую передачу поворачивает диск *Д* с укрепленными на нем ламелями *Л*, разделенными изоляционным промежутком.

Угол поворота щетки равен углу крена γ. Обозначив через α угол поворота диска, можно записать

$$\alpha = -k\dot{\gamma},$$

где k — коэффициент пропорциональности.

Перемещение Θ щетки относительно диска *Д* равно:

$$\Theta = \gamma - \alpha = \gamma + k\dot{\gamma}.$$

При перемещении щетки относительно диска щетка сходит с изоляционного промежутка и замыкает электрическую цепь, подавая тем самым ток на электромагниты $ЭМ_2$ и $ЭМ_4$ или $ЭМ_1$ и $ЭМ_3$. Элект-

* Мюллер Ф. Телеуправление. Изд-во иностр. лит-ры, 1957.

ромагниты перемещают интерцепторы *III* и *IV* в необходимую сторону на величину

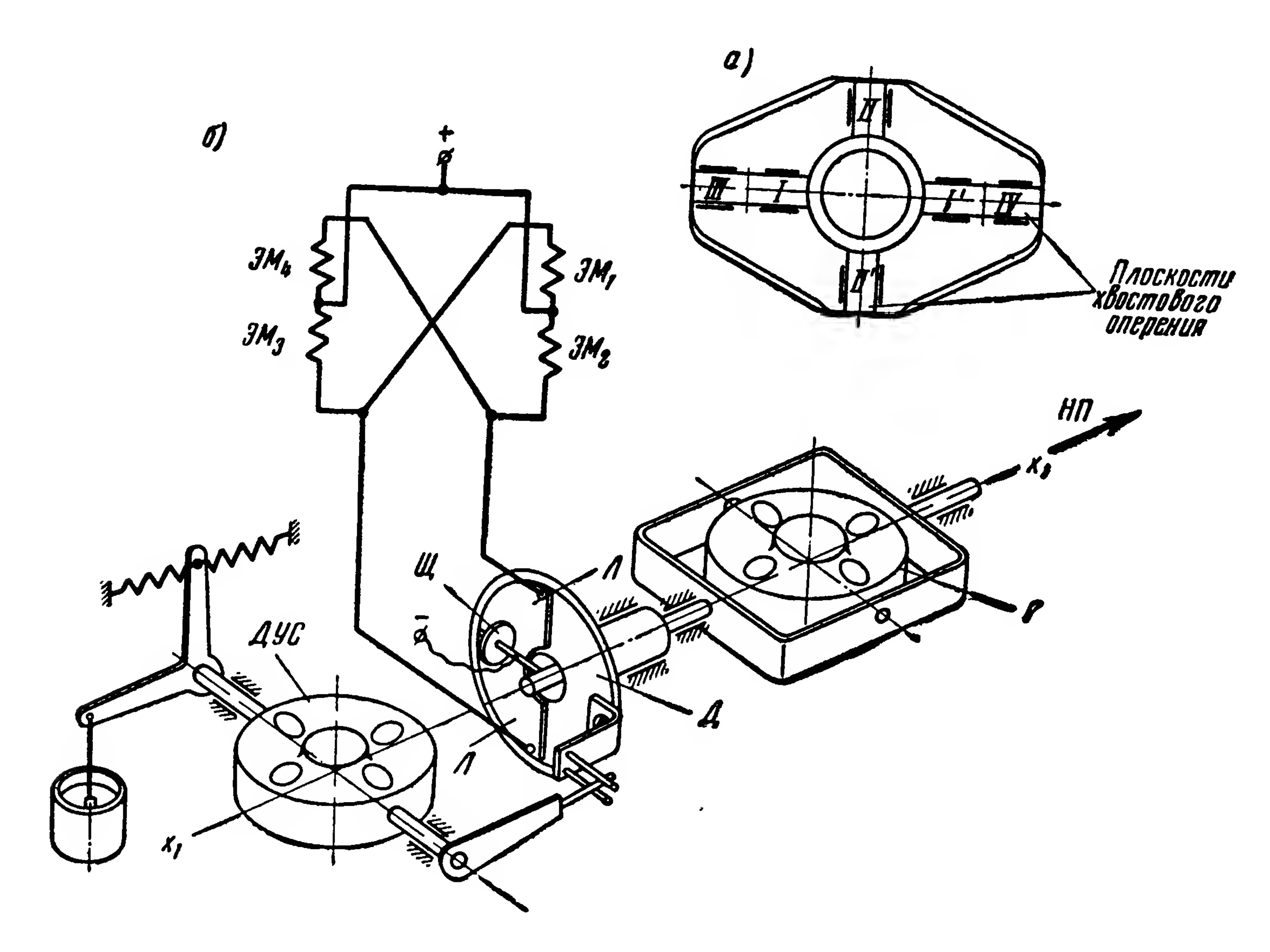


Рис. 8.12. Система стабилизации крена:
а — расположение интерцепторов; *б* — принципиальная схема

$$\delta = \delta_0 \operatorname{sign} \Theta \text{ при } |\Theta| > \varepsilon;$$

$$\delta = 0 \text{ при } |\Theta| \leqslant \varepsilon,$$

где ε — ширина зоны изоляции.

Тем самым создается момент, возвращающий летательный аппарат в заданное положение.

§ 3. УСТОЙЧИВОСТЬ И АВТОКОЛЕБАНИЯ СИСТЕМЫ ПОПЕРЕЧНОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С АВТОМАТОМ, ИМЕЮЩИМ ПОСТОЯННУЮ СКОРОСТЬ РУЛЕВОЙ МАШИНКИ

Использование автомата стабилизации, у которого скорость рулевой машинки постоянна, а знак этой скорости зависит от знака управляющей функции, дает возможность значительно упростить схему всего автомата. При этом в качестве усилителя можно использовать реле, на обмотки которого подаются сигналы с выхода чувствительных элементов. Иногда сигналы чувствительных элементов предварительно суммируются и усиливаются с помощью электронного, магнитного или иного усилителя.

На рис. 8.13, *а* приведена простейшая электрическая схема автопилота с постоянной скоростью рулевой машинки. Напряжения U_1,

U_2 и U_3 пропорциональны соответственно углу, угловой скорости и угловому ускорению крена. Эти напряжения суммируются в обмотках поляризованного реле *РП*, которое своими контактами управляет включением реле P_1 и P_2. Реле P_1 и P_2 замыкают цепь якоря двигателя таким образом, что руль, перекладываясь, ликвидирует возникшее отклонение летательного аппарата. Напряжение U_4 является напряжением обратной связи.

Совершенно естественно, что практическая схема автомата стабилизации может значительно отличаться от приведенной выше способом получения сигналов, пропорциональных $\dot{\gamma}$ и $\ddot{\gamma}$, конструкцией рулевой машинки, усилителя и т. д. Структурную схему автомата стабилизации рассматриваемого типа можно представить в виде, показанном на рис. 8 13, *б*.

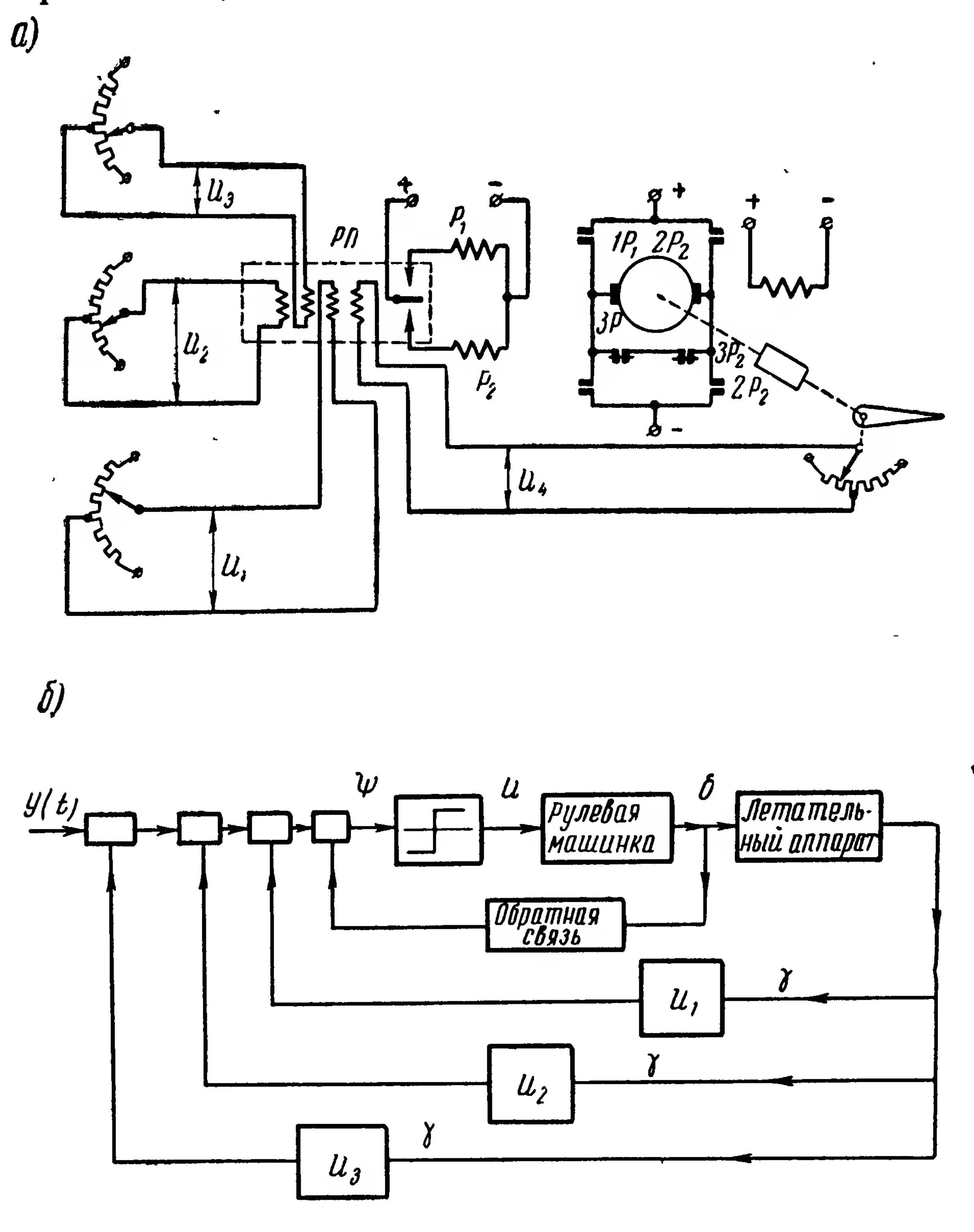


Рис. 8.13. Релейный автопилот:
а — электрическая схема; *б* — структурная схема

Уравнения элементов системы запишем в следующем виде: уравнение объекта

$$(T_c p + 1) p\gamma = -k_c \delta; \qquad (8.28)$$

уравнение рулевой машинки

$$(T_{\text{р.м}}\, p+1)\, p\delta = k_{\text{р.м}}\, u; \tag{8.29}$$

уравнение измерителей

$$u_1 = k_1\gamma; \quad u_2 = k_2 p\gamma; \quad u_3 = k_3 p^2\gamma;$$

уравнение суммирования сигналов измерителей

$$\Psi = u_1 + u_2 + u_3.$$

На первом этапе анализа системы будем предполагать, что запаздывание в системе отсутствует, характеристика реле идеальная (рис. 4.13, *г*), а обратная связь отключена. Уравнение релейного усилителя запишем в следующем виде:

$$u = k_p \operatorname{sign} \Psi. \tag{8.30}$$

Объединив все измерители в одно звено, структурную схему системы стабилизации представим так, как это показано на рис. 8.14. Уравнение измерителей можно представить в виде

$$\Psi = (k_1 + k_2 p + k_3 p^2)\,\gamma. \tag{8.31}$$

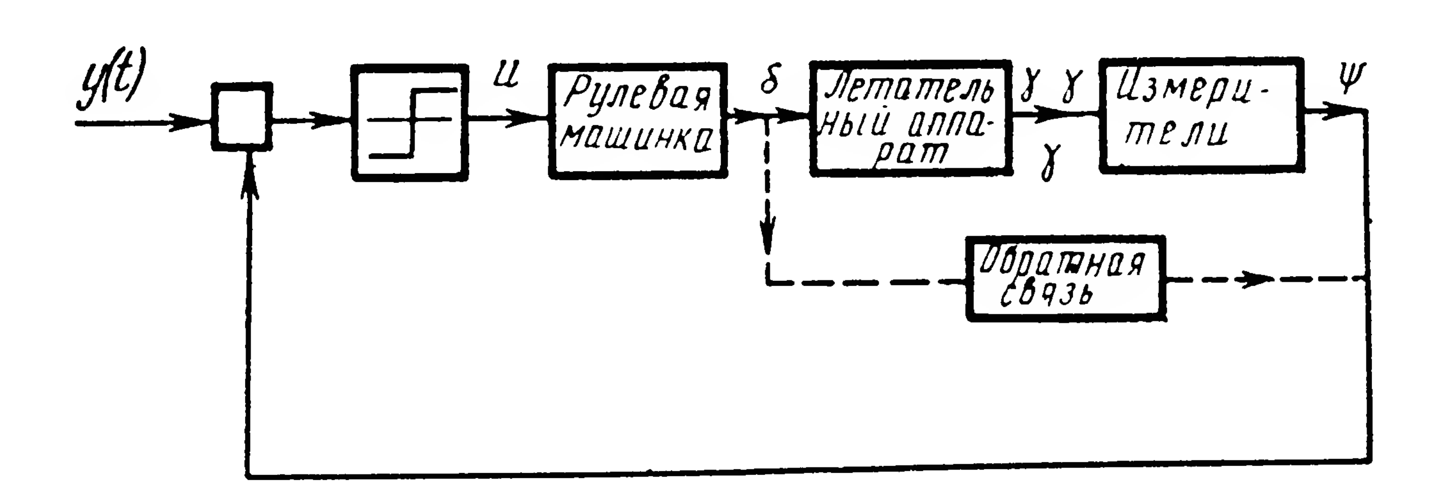


Рис. 8.14. Преобразование структурной схемы системы стабилизации

Уравнения (8.28), (8.29) и (8.31) позволяют определить передаточную функцию линейной части системы. Выполняя элементарные преобразования, находим

$$W(p) = \frac{k_{\text{р.м}}\, k_c k_p\,(k_1 + k_2 p + k_3 p^2)}{(T_c p+1)\,(T_{\text{р.м}}\, p+1)\, p^2}$$

или

$$W(p) = \frac{k\,(1 + T_{\dot\gamma}\, p + T_{\ddot\gamma}\, p^2)}{(T_c p+1)\,(T_{\text{р.м}}\, p+1)\, p^2}, \tag{8.32}$$

где

$$k = k_{\text{р.м}}\, k_c k_1 k_p;$$

$$T_{\dot\gamma} = \frac{k_2}{k_1}; \quad T_{\ddot\gamma} = \frac{k_3}{k_1}.$$

При получении передаточной функции коэффициент усиления реле $k_р$ мы включили в уравнение линейной части системы. Следовательно, структурную схему системы стабилизации теперь можно представить как последовательное соединение релейного звена с коэффициентом усиления, равным единице, и линейной части системы с передаточной функцией (8.32). Эта структурная схема показана на рис. 8.15. Для анализа устойчивости и определения автоколебаний системы воспользуемся методом анализа релейных систем регулирования, разработанным Г. С. Поспеловым*. Зависимость между входной и выходной величинами релейного элемента с единичным коэффициентом усиления может быть выражена в следующем виде:

$$u = F(z),$$

где $F(z)$ — характеристика релейного элемента.

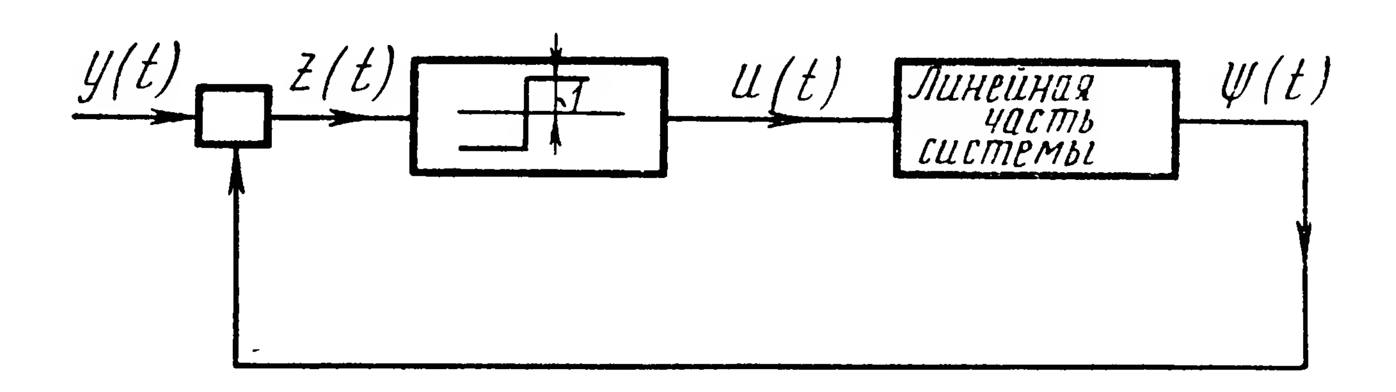


Рис. 8.15. Последовательное соединение релейного звена и линейной части системы

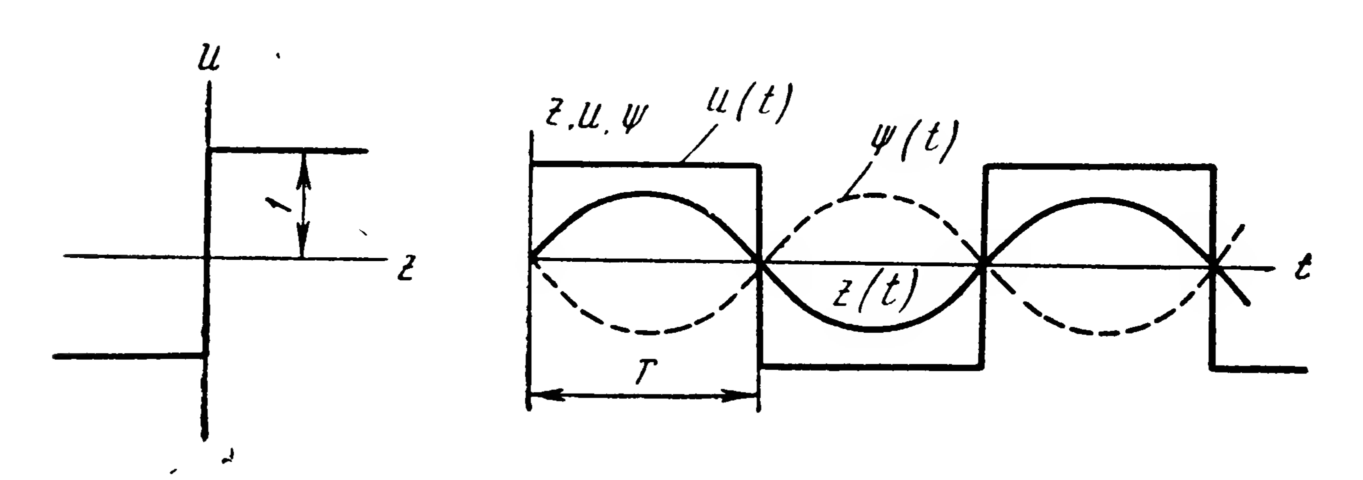


Рис. 8.16. Характеристика идеального релейного звена и процессы, происходящие на его входе и выходе

Изучая собственные колебания системы, считаем, что внешнее воздействие $y(t)$ отсутствует. При этом в случае возникновения в системе автоколебаний, величины $\Psi(t)$, $z(t)$ и $u(t)$ будут периодическими функциями времени с периодом $2T$. Релейный усилитель непрерывно переключается и его выходная величина $u(t)$ представляет

* Основы автоматического регулирования. Под ред. д-ра техн. наук Солодовникова В. В. Машгиз, 1954.

собой последовательность прямоугольных импульсов единичной амплитуды (рис. 8.16).

Переключение релейного элемента происходит в результате воздействия периодической функции $z(t) = -\Psi(t)$. Обозначим через $\Phi(t)$ значение $\Psi(t)$, соответствующее положительному импульсу $u(t)$.

Переключение реле для случая, изображенного на рис. 8.16, происходит тогда, когда величина $z(t) = -\Psi(t)$ изменяет свой знак. Иными словами, переключение происходит в случае выполнения условия

$$\Phi(t) = 0. \tag{8.33}$$

Соотношение (8.33) называют уравнением периодов, так как корни $T_а$ этого уравнения дают все значения периодов автоколебаний, которые могут существовать в системе. В момент времени $t = T_а$ происходит переключение реле в противоположную сторону, поэтому величина $z(t)$ также должна изменить свой знак на противоположный. Таким образом, при возникновении в системе автоколебаний должны иметь место неравенства

$$\left.\frac{dz}{dt}\right|_{t=T_а} < 0,$$

а следовательно,

$$\left.\frac{d\Phi(t)}{dt}\right|_{T=T_а} > 0. \tag{8.34}$$

Рис. 8.17. Характеристика релейного звена с гистерезисной петлей и процессы, происходящие на его входе и выходе

Последнее условие носит название условия переключения в нужную сторону.

Рассмотрим теперь релейный элемент с характеристикой в виде гистерезисной петли (рис. 8.17). Переключение реле происходит тогда, когда величина $z(t)$ уменьшится до значения $-\varepsilon$ или, что то же самое, величина $\Phi(t)$ достигнет значения $+\varepsilon$. Уравнение периодов в этом случае принимает вид

$$\Phi(t) = \varepsilon. \tag{8.35}$$

Условие переключения в нужную сторону остается прежним. Аналогично могут быть получены уравнения периодов и условия пере-

ключения для релейного элемента с зоной нечувствительности. В том случае, когда релейный элемент имеет запаздывание τ, переключение реле будет происходить с отставанием во времени на величину запаздывания. Это обстоятельство может быть учтено при составлении уравнений периодов и условий переключения.

Для случая, показанного на рис. 8.16, уравнение периодов и условие переключения имеет вид

$$\Phi(t-\tau)=0; \quad \left.\frac{d\Phi(t)}{dt}\right|_{t=T-\tau}>0. \tag{8.36}$$

Таким образом, для нахождения автоколебаний необходимо определить функцию $\Phi(t)$. Иными словами, необходимо найти закон изменения выходной величины линейной части системы $\Psi(t)$ при подаче на ее вход последовательности прямоугольных импульсов. Передаточную функцию линейной части системы $W(p)$ можно разложить на сумму элементарных слагаемых вида

$$W_k(p)=\frac{C_k}{T_k p+1}.$$

В общем случае передаточная функция будет содержать слагаемые в виде апериодических, интегрирующих, двойных интегрирующих звеньев и т. д. Если известна реакция элементарных звеньев на последовательность импульсов, то величина $\Psi(t)$ будет суммой реакций этих звеньев.

При воздействии на вход апериодического звена последовательности прямоугольных импульсов единичной амплитуды с периодом T на выходе звена имеем

$$\Phi(t)=k_m\left[1-\left(1+th\frac{T}{2T_m}\right)e^{-\frac{t}{T_m}}\right], \tag{8.37}$$

где k_m— коэффициент усиления звена;

T_m— постоянная времени звена.

Аналогично можно получить для интегрирующего звена с коэффициентом усиления k_m

$$\Phi(t)=k_m\left[t-\frac{T}{2}\right]. \tag{8.38}$$

Для двойного интегрирующего звена эта величина имеет вид

$$\Phi(t)=k_m\left[\frac{t^2}{2}-\frac{tT}{2}\right]. \tag{8.39}$$

Возвращаясь к решению задачи, поставленной в начале настоящего параграфа, представим передаточную функцию (8.32) линейной части системы стабилизации следующим образом:

$$W(p)=\frac{k(1+T_{\dot\gamma}\,p+T_{\ddot\gamma}\,p^2)}{(T_c p+1)(T_{\text{р м}}\,p+1)\,p^2}=$$

$$= \frac{C_1}{p} + \frac{C_2}{p^2} + \frac{C_3}{(T_{\text{р.м}}+1)} + \frac{C_4}{(T_{\text{с}}p+1)}. \tag{8.40}$$

Учитывая выражения (8.37), (8.38) и (8.39), реакцию линейной части системы запишем в виде

$$\Phi(t) = C_1\left(t - \frac{T}{2}\right) + C_2\left[\frac{t^2}{2} - \frac{tT}{2}\right] + $$
$$+ C_3\left[1 - \left(1 + th\frac{T}{2T_{\text{р.м}}}\right)e^{-\frac{t}{T_{\text{р.м}}}}\right] +$$
$$+ C_4\left[1 - \left(1 + th\frac{T}{2T_{\text{с}}}\right)e^{-\frac{t}{T_{\text{с}}}}\right]. \tag{8.41}$$

Уравнение периодов получим, подставив в последнее выражение значение $T=t$. При этом учтем, что

$$1 - \left(1 + th\frac{T}{2T_{\text{р.м}}}\right)e^{-\frac{T}{T_{\text{р.м}}}} = \frac{1 - e^{-\frac{T}{T_{\text{р.м}}}}}{1 + e^{-\frac{T}{T_{\text{р.м}}}}} = th\frac{T}{2T_{\text{р.м}}};$$

$$1 - \left(1 + th\frac{T}{2T_{\text{с}}}\right)e^{-\frac{T}{T_{\text{с}}}} = \frac{1 - e^{-\frac{T}{T_{\text{с}}}}}{1 + e^{-\frac{T}{T_{\text{с}}}}} = th\frac{T}{2T_{\text{с}}}.$$

Таким образом,

$$\Phi(T) = C_1\frac{T}{2} + C_3 th\frac{T}{2T_{\text{р.м}}} + C_4 th\frac{T}{2T_{\text{с}}}. \tag{8.42}$$

Пусть величина T малая. Раскладывая значение гиперболического тангенса в степенной ряд, приближенно запишем

$$th\frac{T}{2T_{\text{р.м}}} \approx \frac{T}{2T_{\text{р.м}}} - \frac{1}{24}\left(\frac{T}{2T_{\text{р.м}}}\right)^3,$$

а также

$$th\frac{T}{2T_{\text{с}}} \approx \frac{T}{2T_{\text{с}}} - \frac{1}{24}\left(\frac{T}{2T_{\text{с}}}\right)^3,$$

откуда

$$\Phi(T) = \left[C_1\frac{T}{2} + C_3\frac{T}{2T_{\text{р.м}}} + C_4\frac{T}{2T_{\text{с}}}\right] -$$
$$- \frac{1}{24}\,\frac{T^3}{8}\left(\frac{C_3}{T_{\text{р.м}}} + \frac{C_4}{T_{\text{с}}}\right). \tag{8.43}$$

Определим значения коэффициентов C_1, C_3 и C_4. Умножив правую и левую части равенства (8.40) на величину $(T_{\text{р.м}}p+1)$ и положив $p = -\frac{1}{T_{\text{р.м}}}$, находим

$$C_3 = -\frac{kT_{\text{р.м}}\,(T_{\ddot{\gamma}} - T_{\dot{\gamma}}\,T_{\text{р.м}} + T^2_{\text{р.м}})}{(T_{\text{с}} - T_{\text{р.м}})}.$$

Аналогично

$$C_4 = \frac{kT_{\text{с}}\,(T_{\ddot{\gamma}} - T_{\dot{\gamma}}\,T_{\text{с}} + T^2_{\text{с}})}{(T_{\text{с}} - T_{\text{р.м}})}.$$

Для определения коэффициента C_1 приведем правую часть равенства (8.40) к общему знаменателю и приравняем коэффициенты при p, в результате чего получим

$$C_1 = k\,[T_{\dot{\gamma}} - (T_{\text{р. м}} + T_{\text{с}})].$$

Преобразуем теперь сумму, стоящую в правой части выражения (8.43), подставив значения C_1, C_3 и C_4:

$$\left[C_1\frac{T}{2} + C_3\frac{T}{2T_{\text{р. м}}} + C_4\frac{T}{2T_{\text{с}}}\right] = k\left[T_{\dot{\gamma}} - (T_{\text{р. м}} + T_{\text{с}})\right]\frac{T}{2} -$$

$$-\frac{kT_{\text{р. м}}\,(T_{\ddot{\gamma}} - T_{\dot{\gamma}}\,T_2 + T^2_{\text{р. м}})}{(T_{\text{с}} - T_{\text{р. м}})}\cdot\frac{T}{2T_{\text{р. м}}} +$$

$$+\frac{kT_{\text{с}}\,(T_{\ddot{\gamma}} - T_{\dot{\gamma}}\,T_{\text{с}} + T^2_{\text{с}})}{(T_{\text{с}} - T_{\text{р. м}})}\cdot\frac{T}{2T_{\text{с}}} = 0.$$

Уравнение (8.43) принимает вид

$$\Phi(T) = -\frac{1}{24}\,\frac{T^3}{8}\left(\frac{C_3}{T^3_{\text{р. м}}} + \frac{C_4}{T^3_{\text{с}}}\right).$$

Подставив значения коэффициентов C_3 и C_4, получаем

$$\Phi(T) = \frac{kT^3}{24\cdot 8}\left[\frac{T_{\text{р. м}}(T_{\ddot{\gamma}} - T_{\dot{\gamma}}\,T_{\text{р. м}} + T^2_{\text{р.м}})}{(T_{\text{с}} - T_{\text{р.м}})\,T^3_{\text{р.м}}} -\right.$$

$$\left.-\frac{T_{\text{с}}(T_{\ddot{\gamma}} - T_{\dot{\gamma}}\,T_{\text{с}} + T^2_{\text{с}})}{(T_{\text{с}} - T_{\text{р. м}})\,T^3_{\text{с}}}\right] = \frac{kT^3}{24\cdot 8}\left[\frac{T_{\ddot{\gamma}}(T_{\text{с}} + T_{\text{р. м}})}{T^2_{\text{р. м}}\,T^2_{\text{с}}} - \frac{T_{\dot{\gamma}}}{T_{\text{р. м}}\,T_{\text{с}}}\right].$$

Вынося за скобки общий множитель, получим окончательно

$$\Phi(T) = \frac{kT^3}{24\cdot 8}\cdot\frac{1}{T_{\text{р. м}}\,T_{\text{с}}}\left[T_{\ddot{\gamma}}\,\frac{T_{\text{с}} + T_{\text{р. м}}}{T_{\text{р. м}}\,T_{\text{с}}} - T_{\dot{\gamma}}\right]. \qquad (8.44)$$

При больших значениях T можно считать приближенно, что $thT \approx 1$, и, следовательно, из уравнения (8.42) можно получить

$$\Phi(T) = C_1\frac{T}{2} + C_3 + C_4. \qquad (8.45)$$

Из равенства (8.44) находим, что величина Φ (T) будет положительной при малых значениях T в случае выполнения неравенства

$$T_{\ddot{\gamma}} \frac{T_c + T_{р.м}}{T_c T_{р.м}} - T_{\dot{\gamma}} > 0$$

или

$$T_{\dot{\gamma}} < \frac{T_{\ddot{\gamma}}}{T_{р.м}} + \frac{T_{\ddot{\gamma}}}{T_c}. \tag{8.46}$$

Из выражения (8.45) следует, что величина Φ (T) будет положительна при больших значениях T лишь в том случае, когда $C_1 > 0$ (предполагается, что $T_{\dot{\gamma}} > 0$). Следовательно,

$$C_1 = k[T_{\dot{\gamma}} - (T_{р.м} + T_c)] > 0$$

или

$$T_{\dot{\gamma}} > T_{р.м} + T_c. \tag{8.47}$$

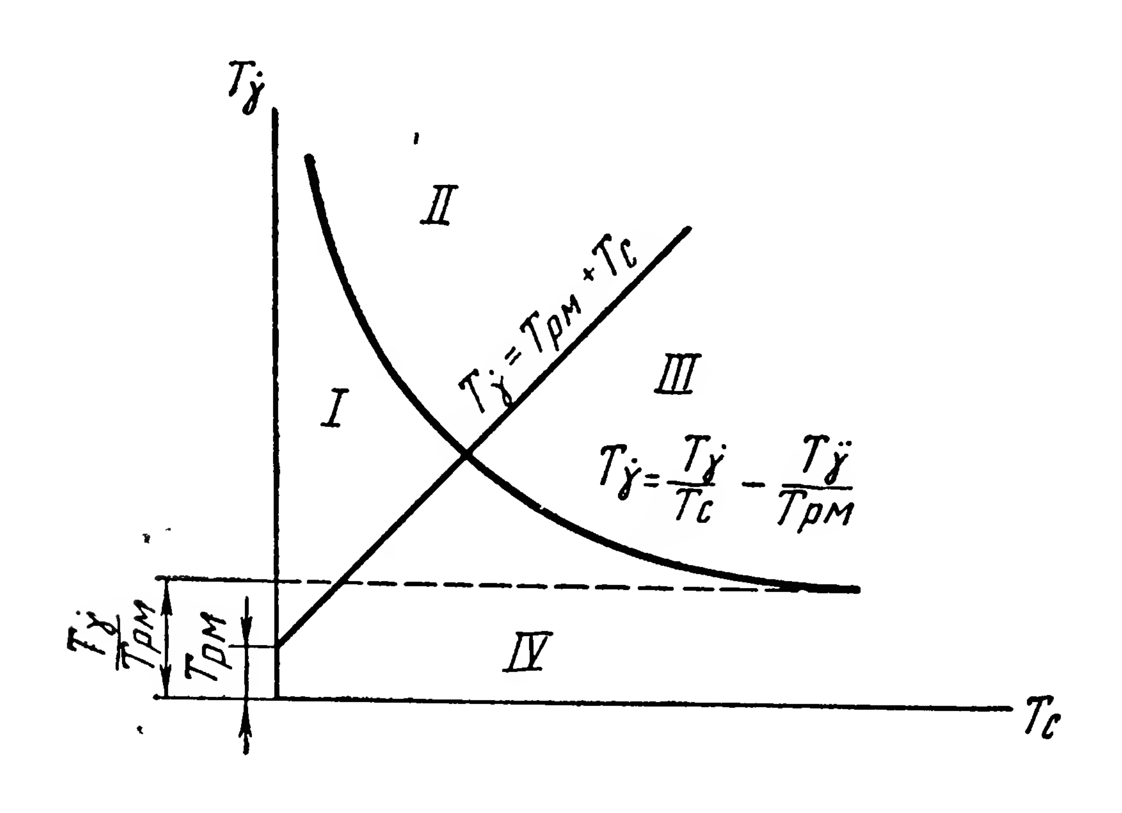


Рис. 8.18. Области устойчивости релейной системы стабилизации

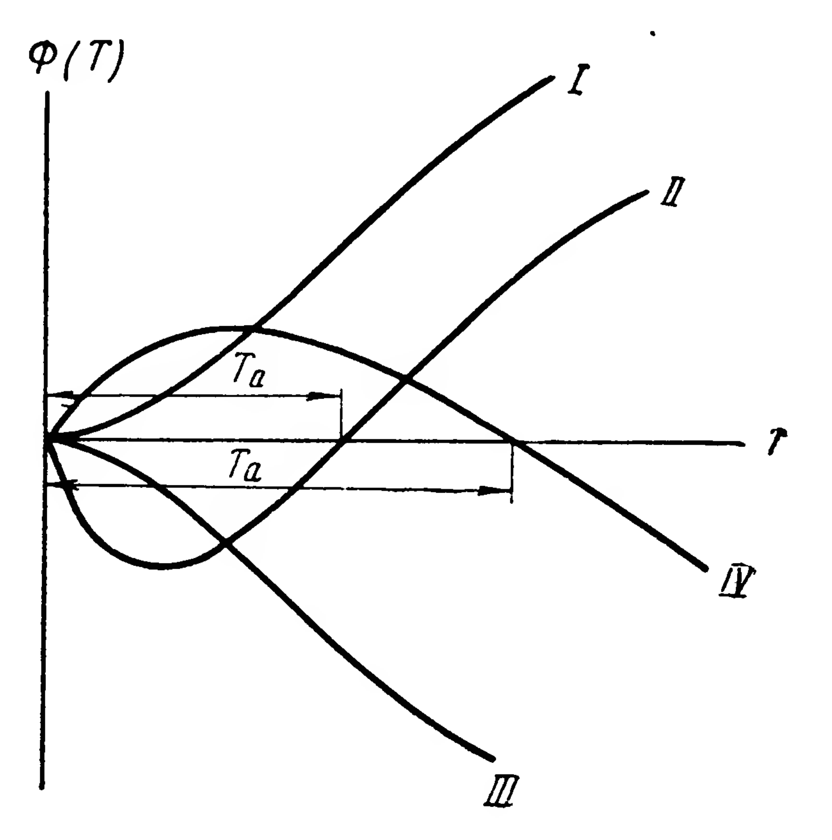


Рис. 8.19. Графики зависимости Φ(T) для различных областей

Если заменить неравенства (8.46) и (8.47) равенствами, то на плоскости параметров $T_{\dot{\gamma}}$ и T_c получим четыре области (рис 8. 18). В области I величина Φ (T) положительна при малых и больших значениях T. В области II величина Φ (T) положительна при больших и отрицательна при малых значениях T. В области III значение Φ (T) отрицательно при любых T и, наконец, в области IV величина Φ (T) положительна при малых и отрицательна при больших значениях T. Характер кривых Φ (T) для каждой области приведен на рис. 8.19. Точки пересечения кривой Φ (T) с осью абсцисс дают период T_a автоколебаний в системе, причем устойчивыми будут лишь те процессы*,

* См. сноску на стр. 266.

для которых выполняется условие

$$\left.\frac{d\Phi(T)}{dT}\right|_{T=T_a} > 0.$$

Таким образом, в области *II* и *IV* имеют место автоколебания. В области *II* автоколебания устойчивы, а в области *IV* неустойчивы. В областях *I* и *III* автоколебания невозможны. При этом область *I* соответствует устойчивой системе, а область *III* — неустойчивой системе.

Представляет значительный практический интерес сравнить полученные результаты с областями устойчивости аналогичной системы стабилизации, в которой релейный усилитель заменен усилителем линейным. Передаточная функция линейной системы в этом случае имеет вид, аналогичный выражению (8.32), где коэффициент усиления релейного усилителя $k_{\text{р}}$ следует заменить на коэффициент усиления линейного усилителя $k_{\text{ус}}$. Характеристическое уравнение линейной части системы получаем в виде

$$1 + W(z) = 0,$$

где $W(z)$ — передаточная функция разомкнутой системы, куда подставлено $p = z$.

Таким образом, учитывая уравнение (8.32), получим

$$1 + \frac{k\,(1 + T_{\dot\gamma}\, z + T_{\ddot\gamma}\, z^2)}{(T_{\text{с}} z + 1)\,(T_{\text{р.м}}\, z + 1)\, z^2} = 0,$$

где

$$k = k_{\text{р.м}}\, k_{\text{с}} k_1 k_{\text{ус}},$$

или

$$T_{\text{с}} T_{\text{р. м}} z^4 + (T_{\text{с}} + T_{\text{р. м}}) z^3 + (k T_{\ddot\gamma} + 1) z^2 + k T_{\dot\gamma}\, z + k = 0.$$

Согласно критерию Гурвица для устойчивости системы необходимо и достаточно, чтобы

$$a_0 > 0; \quad a_1 > 0; \quad a_2 > 0; \quad a_3 > 0; \quad a_4 > 0,$$

а также

$$\Delta = a_1 a_2 a_3 - a_0 a_3^2 - a_1^2 a_4 > 0,$$

где

$$a_0 = T_{\text{с}} T_{\text{р.м}}; \quad a_1 = (T_{\text{с}} + T_{\text{р.м}});$$

$$a_2 = (k T_{\ddot\gamma} + 1); \quad a_3 = k T_{\dot\gamma}; \quad a_4 = k.$$

Первая система неравенств в нашем случае выполняется всегда, а для выполнения последнего неравенства необходимо, чтобы

$$(T_{\text{с}} + T_{\text{р. м}})\,(k T_{\ddot\gamma} + 1)\, k T_{\dot\gamma} - T_{\text{р. м}} T_{\text{с}} k^2 T_{\dot\gamma}^2 - (T_{\text{с}} + T_{\text{р. м}})^2 k > 0$$

или после элементарных преобразований

$$-kT_{\dot\gamma}T_{\text{р.м}}\left(-T_{\ddot\gamma}-\frac{T_{\text{с}}T_{\ddot\gamma}}{T_{\text{р.м}}}+T_{\text{с}}T_{\dot\gamma}\right)+$$

$$+(T_{\text{р.м}}T_{\dot\gamma}+T_{\text{с}}T_{\dot\gamma}-T^2_{\text{р.м}}-2T_{\text{р.м}}T_{\text{с}}-T^2_{\text{с}})>0. \qquad (8.48)$$

Обозначив

$$P=T_{\dot\gamma}T_{\text{р.м}}\left(-T_{\ddot\gamma}-\frac{T_{\text{с}}T_{\ddot\gamma}}{T_{\text{р.м}}}+T_{\text{с}}T_{\dot\gamma}\right);$$

$$Q=(T_{\text{р.м}}T_{\dot\gamma}+T_{\text{с}}T_{\dot\gamma}-T^2_{\text{р.м}}-2T_{\text{р.м}}T_{\text{с}}-T^2_{\text{с}}),$$

неравенство (8.48) перепишем в следующем виде:

$$-kP+Q>0.$$

Определим условия, при которых определитель Δ обращается в нуль. Для этого необходимо, чтобы функции P и Q имели одинаковые знаки. Знак функции P изменяется на противоположный тогда, когда

$$T_{\ddot\gamma}+\frac{T_{\text{с}}T_{\ddot\gamma}}{T_{\text{р.м}}}=T_{\text{с}}T_{\dot\gamma}$$

или

$$T_{\dot\gamma}=\frac{T_{\ddot\gamma}}{T_{\text{с}}}+\frac{T_{\ddot\gamma}}{T_{\text{р.м}}}. \qquad (8.49)$$

Функцию Q можно представить в виде

$$Q=T_{\text{р.м}}T_{\dot\gamma}+T_{\text{с}}T_{\dot\gamma}-T^2_{\text{р.м}}-T^2_{\text{с}}-$$

$$-T_{\text{р.м}}T_{\text{с}}-T_{\text{р.м}}T_{\text{с}}=(T_{\dot\gamma}-T_{\text{р.м}}-T_{\text{с}})(T_{\text{с}}+T_{\text{р.м}}).$$

Функция Q меняет знак на противоположный при

$$T_{\dot\gamma}=T_{\text{с}}+T_{\text{р.м}}. \qquad (8.50)$$

На плоскости параметров $T_{\dot\gamma}$ и $T_{\text{с}}$ произведем построение гиперболы (8.49) и прямой (8.50). Функции Q и P имеют одинаковые знаки только в областях *II* и *IV* (см. рис. 8.18), следовательно, только в этих областях возможно равенство $\Delta=0$. В области *II* при

$$k<k^*,$$

где k^*— граничное значение коэффициента усиления, когда $(-kP+$ $+Q)>0$, система устойчива.

В области *IV* при $k>k^*$, когда $(-kP+Q)>0$ система также устойчива. В области *III* условие устойчивости выполнено быть не может. И, наконец, в области *I* условие устойчивости выполняется при любом коэффициенте усиления системы k.

Оценивая полученные результаты, приходим к следующему выводу: система стабилизации летательного аппарата с автопилотом, имеющим рулевую машинку постоянной скорости, устойчива в той области, где система стабилизации с линейным автопилотом устойчива при любом коэффициенте усиления. Впервые этот результат был получен П. В. Бромбергом.

Рассмотрим влияние закона регулирования на области устойчивости нелинейной системы. Пусть в систему введена жесткая обратная связь по схеме, представленной на рис. 8.14. Уравнение обратной цепи связи запишем в виде

$$U_4 = k_4\delta.$$

На основании рис. 8.14 передаточную функцию линейной части системы можно представить в следующем виде:

$$W(p) = W_{р.м}(p)\,[W_{о.с}(p) + W_{и}(p)],$$

где $W_{р.м}(p)$ — передаточная функция рулевой машинки;
$W_{о.с}(p)$ — передаточная функция обратной связи;
$W_{и}(p)$ — передаточная функция измерителей и летательного аппарата.

Таким образом,

$$W(p) = \frac{k_{р.м}\,k_р}{(T_{р.м}\,p+1)\,p}\left[k_4 + \frac{(k_1+k_2p+k_3p^2)\,k_с}{(T_сp+1)\,p}\right]$$

или

$$W(p) = \frac{k_{р.м}\,k_сk_р\,(k_1+k_2p+k_3p^2)+k_{р.м}\,k_рk_4\,(T_сp+1)\,p}{(T_{р.м}\,p+1)\,(T_сp+1)\,p^2}.$$

Вводя, как и прежде, обозначения

$$k = k_{р.м}\,k_сk_рk_1;\quad T_{\dot\gamma} = \frac{k_2}{k_1};$$

$$T_{\ddot\gamma} = \frac{k_3}{k_1},$$

а также

$$k_{о.с} = \frac{k_{р.м}\,k_рk_4}{k},$$

запишем передаточную функцию линейной части системы в виде

$$W(p) = \frac{k\,[1+T'_{\dot\gamma}\,p+T'_{\ddot\gamma}\,p^2]}{(T_сp+1)\,(T_{р.м}\,p+1)\,p^2}, \qquad (8.51)$$

где

$$T'_{\dot\gamma} = T_{\dot\gamma} + k_{о.с};\quad T'_{\ddot\gamma} = T_{\ddot\gamma} + k_{о.с}\,T_с. \qquad (8.52)$$

Уравнение (8.51) по форме полностью совпадает с уравнением (8.32). Следовательно, совпадают и области устойчивости систем, если вместо $T_{\dot\gamma}$ рассматривать $T'_{\dot\gamma}$, а вместо $T_{\ddot\gamma}$ величину $T'_{\ddot\gamma}$.

На основании неравенств (8.48) и (8.47) условия устойчивости системы с жесткой обратной связью получим в виде

$$T'_{\dot\gamma} > T_{\text{р.м}} + T'_{\text{с}}; \quad T'_{\dot\gamma} < \frac{T'_{\ddot\gamma}}{T_{\text{р.м}}} + \frac{T'_{\ddot\gamma}}{T_{\text{с}}}.$$

Подставив сюда значения $T'_{\dot\gamma}$ и $T'_{\ddot\gamma}$ (8.52), находим

$$T_{\dot\gamma} > T_{\text{р.м}} + T_{\text{с}} - k_{\text{о.с}}; \quad T_{\dot\gamma} < \frac{T_{\ddot\gamma} + k_{\text{о.с}} T_{\text{с}}}{T_{\text{р.м}}} + \frac{T_{\ddot\gamma}}{T_{\text{с}}}.$$

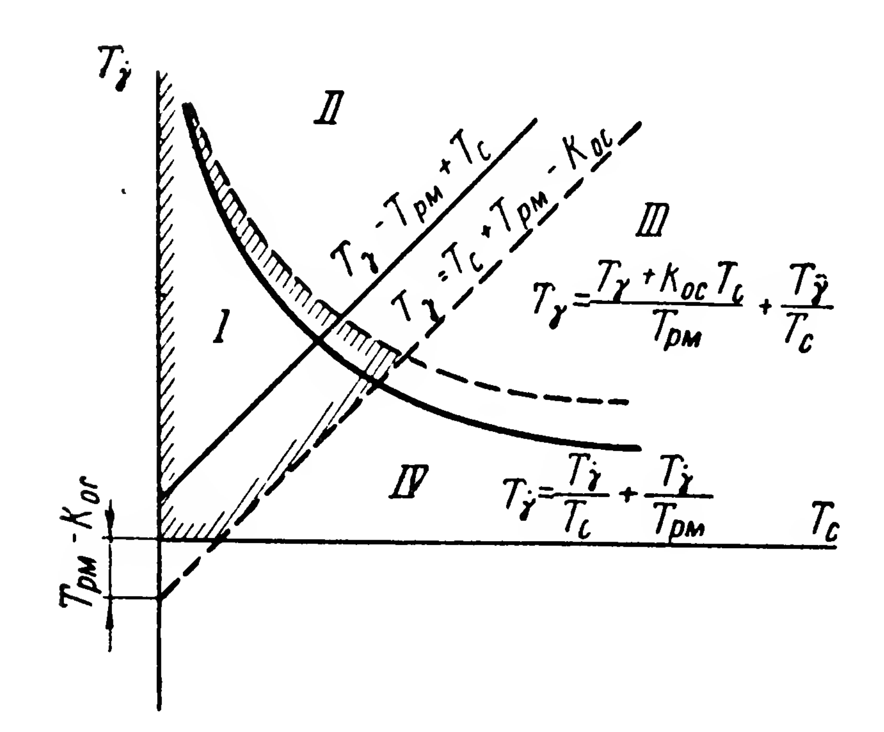


Рис. 8.20. Области устойчивости релейной системы стабилизации с жесткой обратной связью

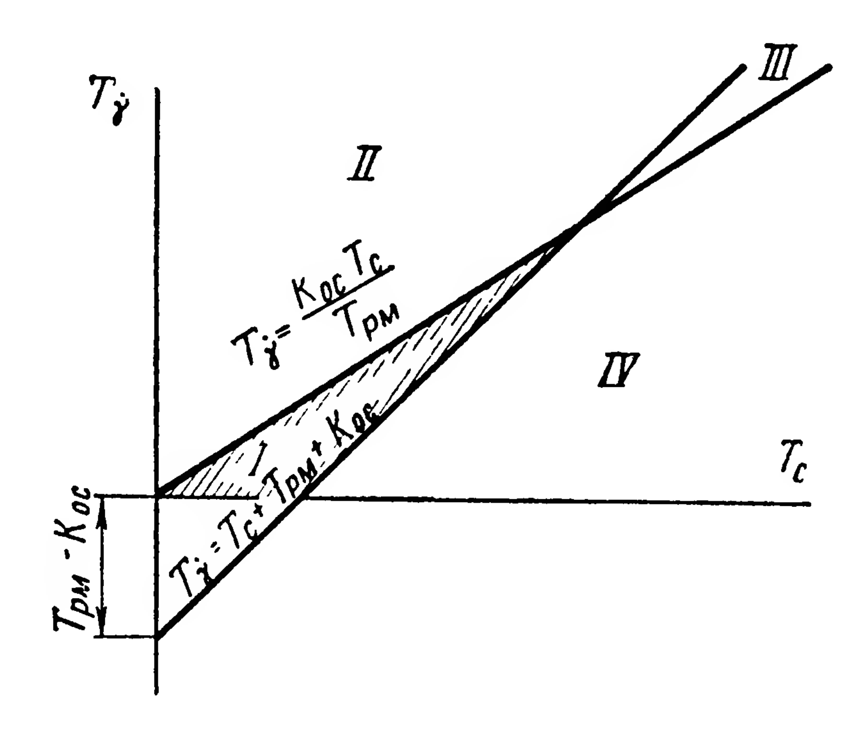


Рис. 8.21. Области устойчивости релейной системы стабилизации с жесткой обратной связью и введением в закон регулирования только первой производной

Таким образом, в этом случае качественно результат остался прежним. Однако за счет введения жесткой обратной связи область устойчивости системы несколько расширяется, что показано на рис. 8.20. Пунктирные линии ограничивают область устойчивости системы с жесткой обратной связью.

Допустим теперь, что вторая производная в закон регулирования не вводится. При этом величина $T_{\ddot\gamma} = 0$ и условие устойчивости записываются в виде

$$T_{\dot\gamma} > T_{\text{с}} + T_{\text{р.м}} - k_{\text{о.с}};$$

$$T_{\dot\gamma} < \frac{k_{\text{о.с}} T_{\text{с}}}{T_{\text{р.м}}}. \tag{8.53}$$

Область устойчивости системы показана на рис. 8.21. Как видно из неравенств (8.53) и кривых, показанных на рис. 8.21, введение обратной связи в данном случае обязательно. При отсутствии жесткой обратной связи области *I* устойчивости системы не будет.

Аналогичный результат будет иметь место при малом значении коэффициента обратной связи $k_{\text{о.с}}$. Если выбрать значение

$$k_{\text{о. с}} \leqslant T_{\text{р. м}},$$

то система будет либо неустойчивой (область *III*), либо в системе будут автоколебания (область *II* и *IV*). Существование области устойчивости *I* означает, что в установившемся режиме релейный усилитель переключается с бесконечно большой частотой. Естественно, что в реальной системе реле не может переключаться с большой частотой, так как оно имеет запаздывание. Частота переключения реле может быть только конечной, следовательно, даже в области *I* вместо сходящегося процесса будут существовать автоколебания. Рассмотрим этот вопрос более подробно. Пусть реле срабатывает с запаздыванием, равным τ. Периодическое решение для этого случая можно получить из уравнения (8.41), подставив $t-\tau$ вместо t. Проделав указанную операцию, получим

$$\Phi(t-\tau) = C_1\left(t-\tau-\frac{T}{2}\right) + C_2\left[\frac{(t-\tau)^2}{2} - \frac{T(t-\tau)}{2}\right] +$$

$$+ C_3\left[1-\left(1+th\frac{T}{2T_{\text{р. м}}}\right)e^{-\frac{(t-\tau)}{T_{\text{р. м}}}}\right] + C_4\left[1-\left(1+th\frac{T}{2T_{\text{с}}}\right)e^{-\frac{t-\tau}{T_{\text{с}}}}\right].$$

Положив $T=t$ и учитывая, что

$$\left(1+th\frac{T}{2T_{\text{р.м}}}\right)e^{-\frac{T}{T_{\text{р.м}}}} = 1-th\frac{T}{2T_{\text{р.м}}};$$

$$\left(1+th\frac{T}{2T_{\text{с}}}\right)e^{-\frac{T}{T_{\text{с}}}} = \left(1-th\frac{T}{2T_{\text{с}}}\right),$$

получим уравнение периодов в виде

$$\Phi(T-\tau) = C_1\left(\frac{T}{2}-\tau\right) + \frac{C_2}{2}\left(\tau^2-T\tau\right) + C_3\left[1-\right.$$

$$\left.-\left(1-th\frac{T}{2T_{\text{р.м}}}\right)e^{\frac{\tau}{T_{\text{р.м}}}}\right] + C_4\left[1-\left(1-th\frac{T}{2T_{\text{с}}}\right)e^{\frac{\tau}{T_{\text{с}}}}\right].$$

Подставив в последнее уравнение значения коэффициентов C_1, C_2, C_3 и C_4, найдем

$$\Phi(T-\tau)=k\left\{\left(T_{\dot{\gamma}}-T_{р.м}-T_{с}\right)\left(\frac{T}{2}-\tau\right)+\frac{1}{2}\left(\tau^{2}-T\tau\right)-\right.$$

$$-\frac{T_{р.м}\left(T_{\ddot{\gamma}}-T_{\dot{\gamma}}T_{р.м}+T_{р.м}^{2}\right)}{\left(T_{с}-T_{р.м}\right)}\left[1-\left(1-th\,\frac{T}{2T_{р.м}}\right)e^{\frac{\tau}{T_{р.м}}}\right]+$$

$$\left.+\frac{T_{с}\left(T_{\ddot{\gamma}}-T_{\dot{\gamma}}T_{с}+T_{с}^{2}\right)}{\left(T_{с}-T_{р.м}\right)}\left[1-\left(1-th\,\frac{T}{2T_{с}}\right)e^{\frac{\tau}{T_{с}}}\right]\right\}.$$

Последняя формула позволяет определить период автоколебаний T. Однако аналитически эта задача решена быть не может. Поэтому при практических расчетах следует при заданных параметрах системы и известном запаздывании τ построить кривую $\Phi(T-\tau)$. Точки пересечения этой кривой с осью абсцисс как раз и дадут искомые значения периодов автоколебаний. Заметим, что значения периодов автоколебаний не зависят от коэффициента усиления системы k. На рис. 8.22 в качестве примера приведены кривые $\Phi(T-\tau)$ для значения параметров системы, взятых в области I

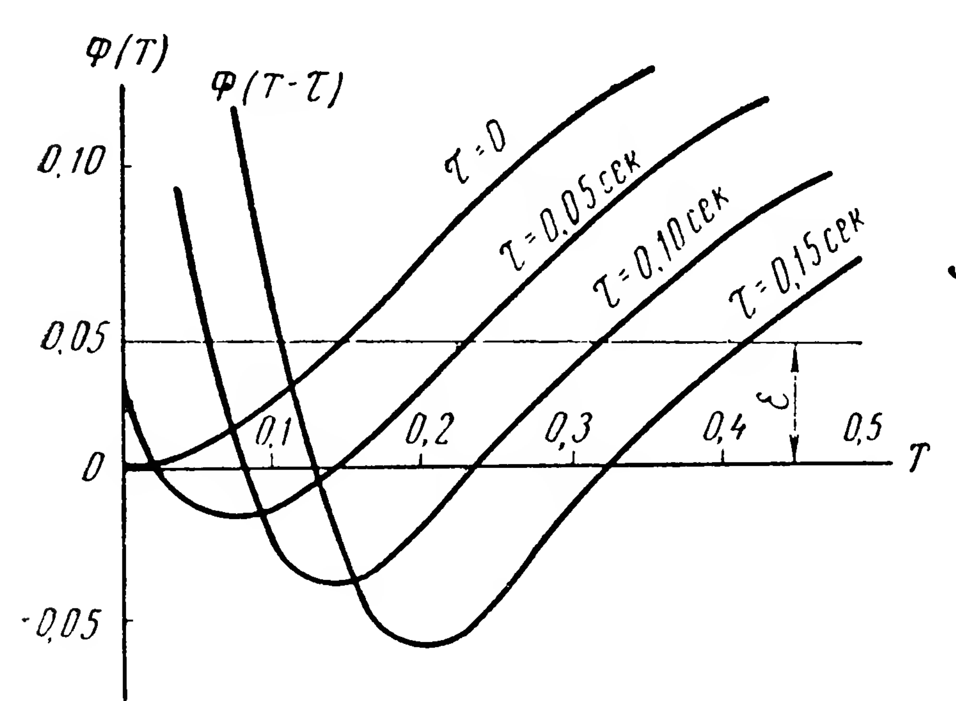


Рис. 8.22. Графики зависимостей $\Phi(T-\tau)$ при различных запаздываниях

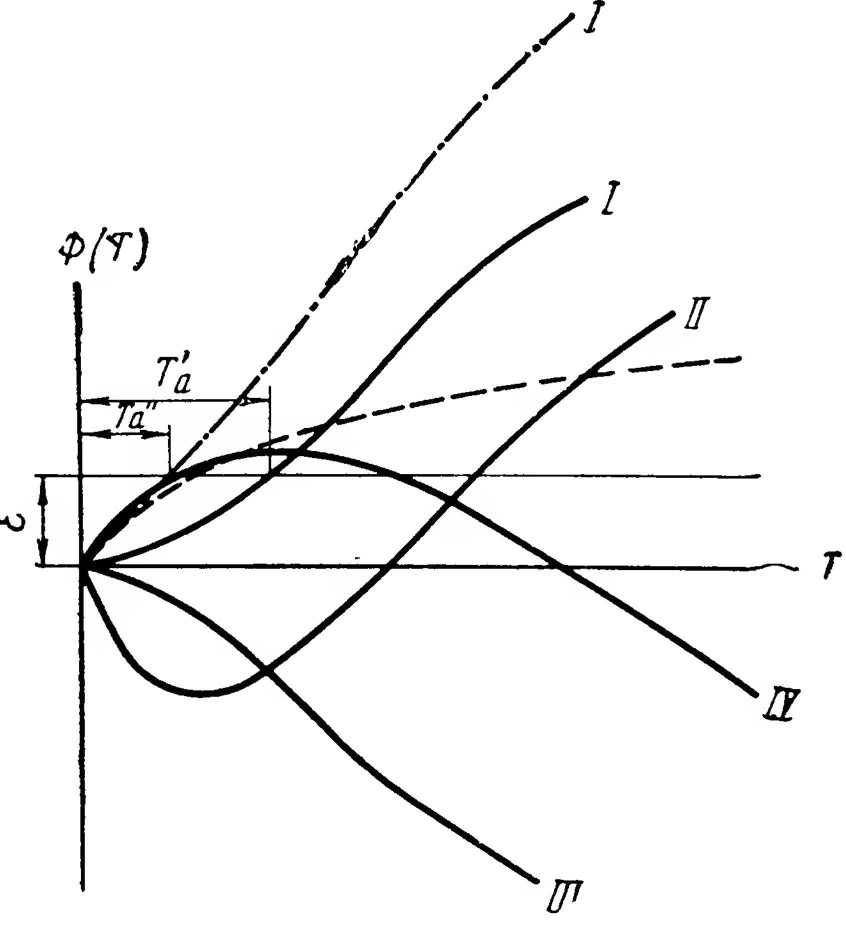


Рис. 8.23. Графики зависимостей $\Phi(T)$ для различных областей при гистерезисной характеристике реле

$$T_{с}=0{,}1\ сек;\qquad T_{р.м}=0{,}05\ сек;\qquad T_{\dot{\gamma}}=0{,}5\ сек;$$

$$T_{\ddot{\gamma}}=0{,}1\ сек^{2}$$

и различных запаздываний ($\tau=0$; 0,05 *сек*; 0,1 *сек*; 0,15 *сек*). Как видно из кривых, во всех случаях, когда $\tau\neq 0$, в системе существуют периодические колебания. Периодические колебания, соответствующие бóльшему значению T, являются устойчивыми. С увеличением

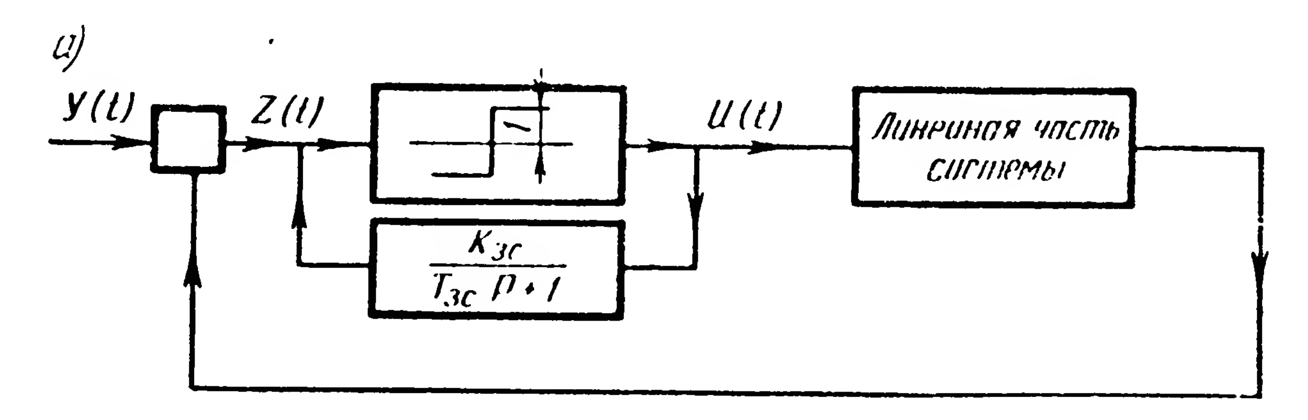
запаздывания период T, а следовательно, и амплитуда автоколебаний увеличиваются. Поэтому при выборе элементов автопилота следует стремиться выбирать те из них, которые обладают меньшим запаздыванием. До сих пор нами рассматривалась идеализированная характеристика реле. Предположим теперь, что характеристика реле имеет гистерезисную петлю, как это показано на рис. 8.17. Для этого случая согласно выражению (8.35) уравнение периодов будет

$$\Phi(T) = \varepsilon.$$

Роль оси абсцисс играет прямая $\Phi(T) = \varepsilon$ (см. рис. 8.23). Система будет либо неустойчива (область *III*), либо в ней будут существовать периодические колебания (область *I*, *II*, *IV*). В области *I* и *II* периодические колебания устойчивы. В системе с запаздыванием применение реле с гистерезисной характеристикой увеличивает период автоколебаний, как это видно из рис. 8.22. Таким образом, реальный автопилот рассматриваемого типа работает в автоколебательном режиме, причем период автоколебаний системы зависит от величины запаздывания и параметров системы.

§ 4. КОРРЕКЦИЯ РЕЛЕЙНЫХ СИСТЕМ СТАБИЛИЗАЦИИ С ПОМОЩЬЮ ЗАПАЗДЫВАЮЩЕЙ ОБРАТНОЙ СВЯЗИ

В некоторых случаях, несмотря на соответствующий выбор параметров системы стабилизации, амплитуда и период автоколебаний



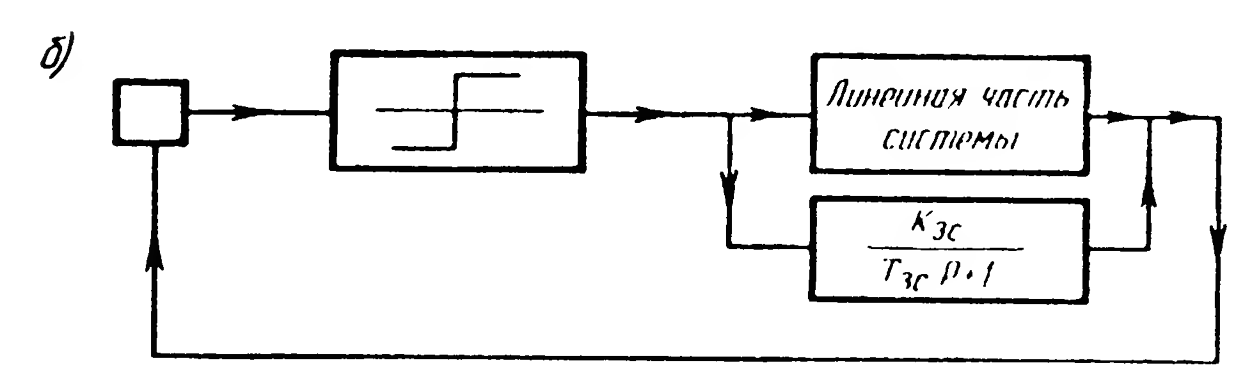


Рис. 8.24. Коррекция релейной системы стабилизации с запаздывающей обратной связью:

а — структурная схема системы; *б* — преобразование структурной схемы

оказываются чрезмерно большими. Одним из способов уменьшения амплитуды автоколебаний может явиться шунтирование релейного элемента запаздывающей обратной связью с передаточной функцией

$$W_{з.с}(p)=\frac{k_{з.с}}{T_{з.с}\,p+1}.$$

На рис. 8.24, *а* изображена структурная схема системы, соответствующая рассматриваемой задаче. Обратную связь, шунтирующую релейный элемент, можно представить себе как звено, включенное параллельно линейной части системы (рис. 8.24, *б*). Тогда, учитывая выражение (8.37), реакцию линейной части системы с запаздывающей обратной связью вместо (8.41) получим в виде

$$\Phi(t)=C_1\left(t-\frac{T}{2}\right)+C_2\left[\frac{t^2}{2}-\frac{tT}{2}\right]+C_3\left[1-\left(1+th\frac{T}{2T_{р.м}}\right)e^{-\frac{t}{T_{р.м}}}\right]+$$
$$+C_4\left[1-\left(1+th\frac{T}{2T_c}\right)e^{-\frac{t}{T_c}}\right]+k_pk_{з.с}\left[1-\left(1+th\frac{T}{2T_{з.с}}\right)e^{-\frac{t}{T_{з.с}}}\right].$$

Положив $T=t$, получим уравнение периодов

$$\Phi(T)=C_1\frac{T}{2}+C_3\,th\frac{T}{2T_{р.м}}+C_4\,th\frac{T}{2T_c}+k_pk_{з.с}\,th\frac{T}{2T_{з.с}}.$$

Последнее слагаемое, показанное на рис. 8.23 пунктиром, существенно изменяет вид кривых $\Phi(T)$. Точки пересечения кривых с осью абсцисс, а также с линией $\Phi(T)=\varepsilon$ будут при меньших значениях T. Так, например, для области *I* вместо периода автоколебаний T_a' теперь будет период T_a''. При этом, естественно, амплитуда автоколебаний уменьшается.

Аналогичные явления имеют место и при учете запаздывания. Для этого случая с учетом запаздывающей обратной связи имеем

$$\Phi(t-\tau)=C_1\left(t-\tau-\frac{T}{2}\right)+C_2\left[\frac{(t-\tau)^2}{2}-\frac{T(t-\tau)}{2}\right]+C_3\left[1-\left(1+\right.\right.$$
$$\left.\left.+th\frac{T}{2T_{р.м}}\right)e^{-\frac{(t-\tau)}{T_{р.м}}}\right]+C_4\left[1-\left(1+th\frac{T}{2T_c}\right)e^{-\frac{(t-\tau)}{T_c}}\right]+k_pk_{з.с}\left[1-\right.$$
$$\left.-\left(1+th\frac{T}{2T_{з.с}}\right)e^{-\frac{(t-\tau)}{T_{з.с}}}\right].$$

Полагая $T=t$, получим

$$\Phi(T-\tau)=C_1\left(\frac{T}{2}-\tau\right)+\frac{C_2}{2}\left(\tau^2-T\tau\right)+C_3\Bigg[1-$$
$$-\left(1-th\frac{T}{2T_{\text{р.м}}}\right)e^{\frac{\tau}{T_{\text{р.м}}}}\Bigg]+C_4\left[1-\left(1-th\frac{T}{2T_{\text{с}}}\right)e^{\frac{\tau}{T_{\text{с}}}}\right]+$$
$$+k_{\text{р}}\,k_{\text{з.с}}\left[1-\left(1-th\frac{T}{2T_{\text{з.с}}}\right)e^{-\frac{(t-\tau)}{T_{\text{з.с}}}}\right].$$

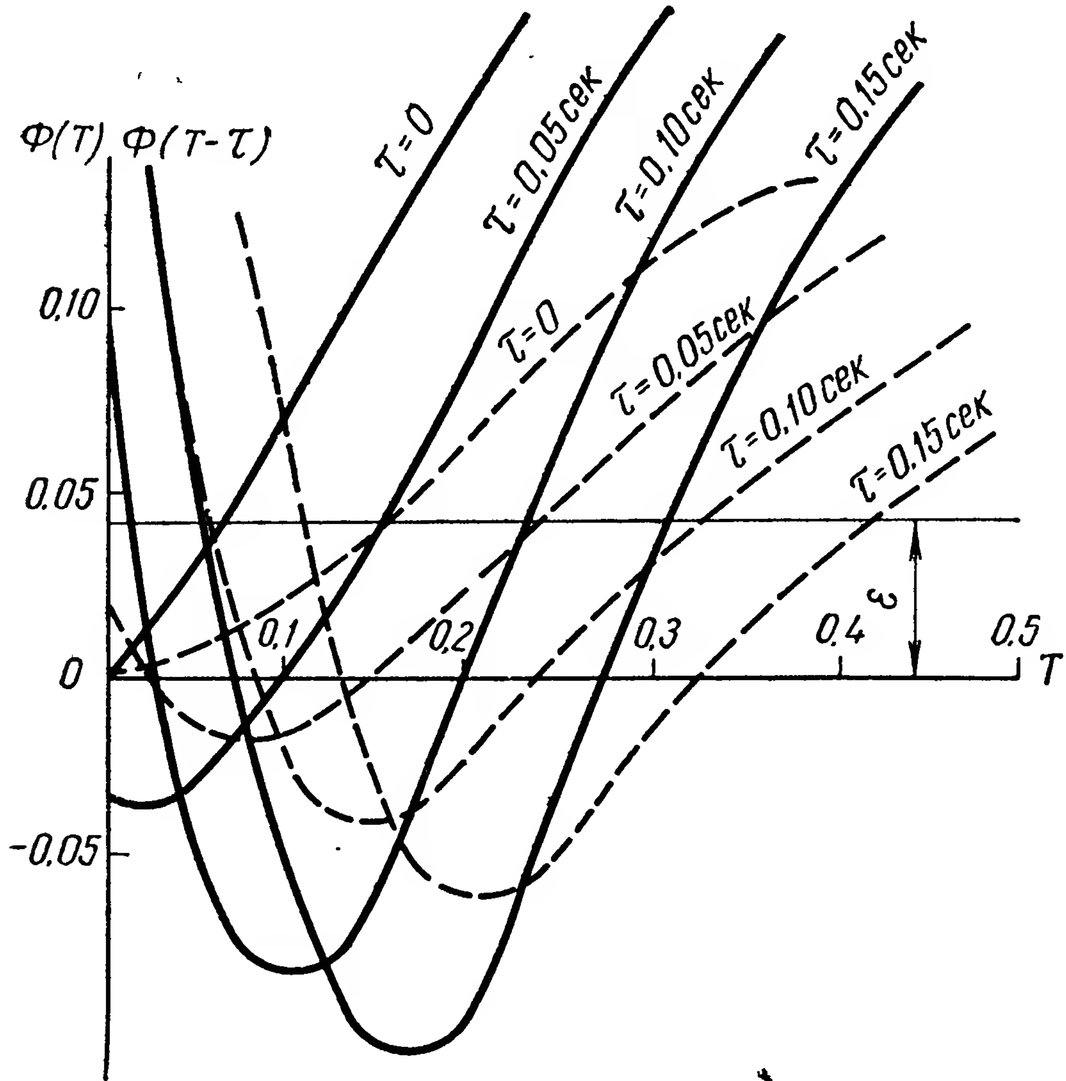


Рис. 8.25. Графики зависимостей $\Phi(T-\tau)$ для системы с запаздыванием и запаздывающей обратной связью

Результат введения запаздывающей обратной связи представлен на рис. 8.25, где пунктирными линиями показаны кривые $\Phi(T-\tau)$ для системы без обратной связи и сплошными линиями—кривые, соответствующие системе с запаздывающей обратной связью $T_{\text{з.с}}=0,2$ *сек.* Остальные значения параметров системы принимались теми же, что и для построения кривых на рис. 8.22. Из сопоставления соответствующих кривых видно, что период автоколебаний системы с запаздывающей обратной связью значительно меньше как при учете только запаздывания, так и при наличии гистерезисной характеристики реле.

Соответствующим выбором параметров цепи обратной связи и параметров системы можно получить весьма малый период и малую амплитуду автоколебаний. При этом можно значительно упростить анализ системы. Рассмотрим отдельно контур, показанный на рис. 8.26

и состоящий из релейного усилителя и цепи запаздывающей обратной связи. Для общности будем предполагать, что характеристика реле содержит гистерезисную петлю. Для этого контура можно записать следующую систему уравнений:

$$u = F(z_1); \qquad z_1 = z - u_1;$$

$$T_{\text{з.с}} \frac{du_1}{dt} + u_1 = k_{\text{з.с}}\, u.$$

Предположив, что в контуре возникают автоколебания достаточно высокой частоты, запишем относительно средних значений

$$\left.\begin{aligned} \overline{u} &= \frac{\omega}{2\pi}\int\limits_0^{\frac{2\pi}{\omega}} F(z - u_1)\,dt; \\ \overline{z_1} &= z - \overline{u_1}; \\ T_{\text{з.с}} \frac{d\overline{u_1}}{dt} &+ \overline{u_1} = k_{\text{з.с}}\, \overline{u}, \end{aligned}\right\} \tag{8.54}$$

где ω — частота автоколебаний.

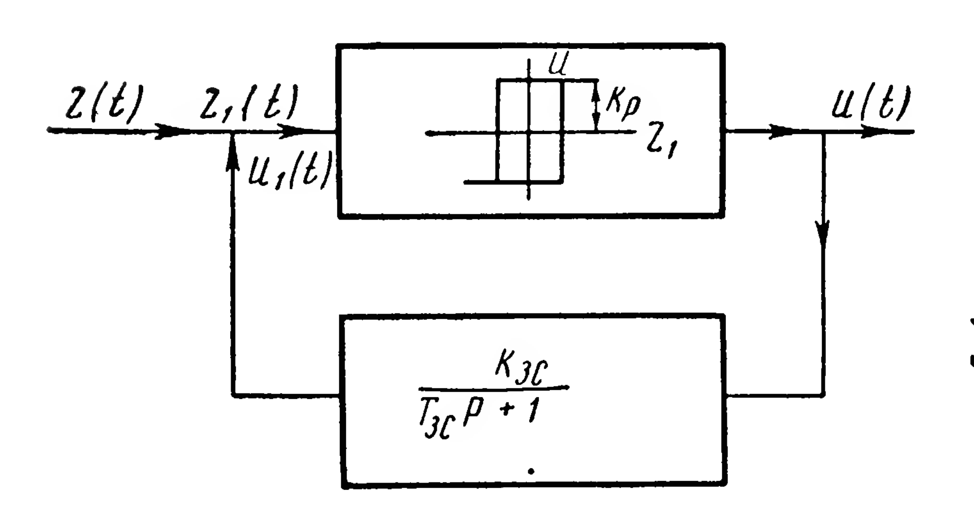
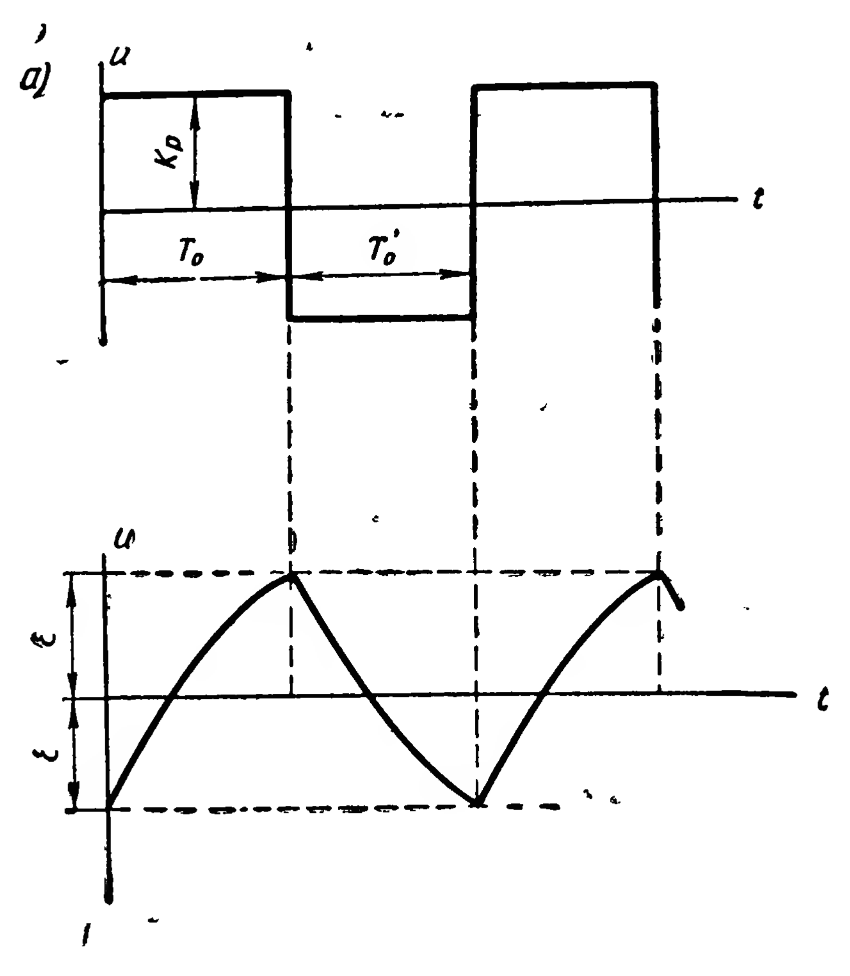


Рис. 8.26. Релейный элемент, шунтированный запаздывающей обратной связью



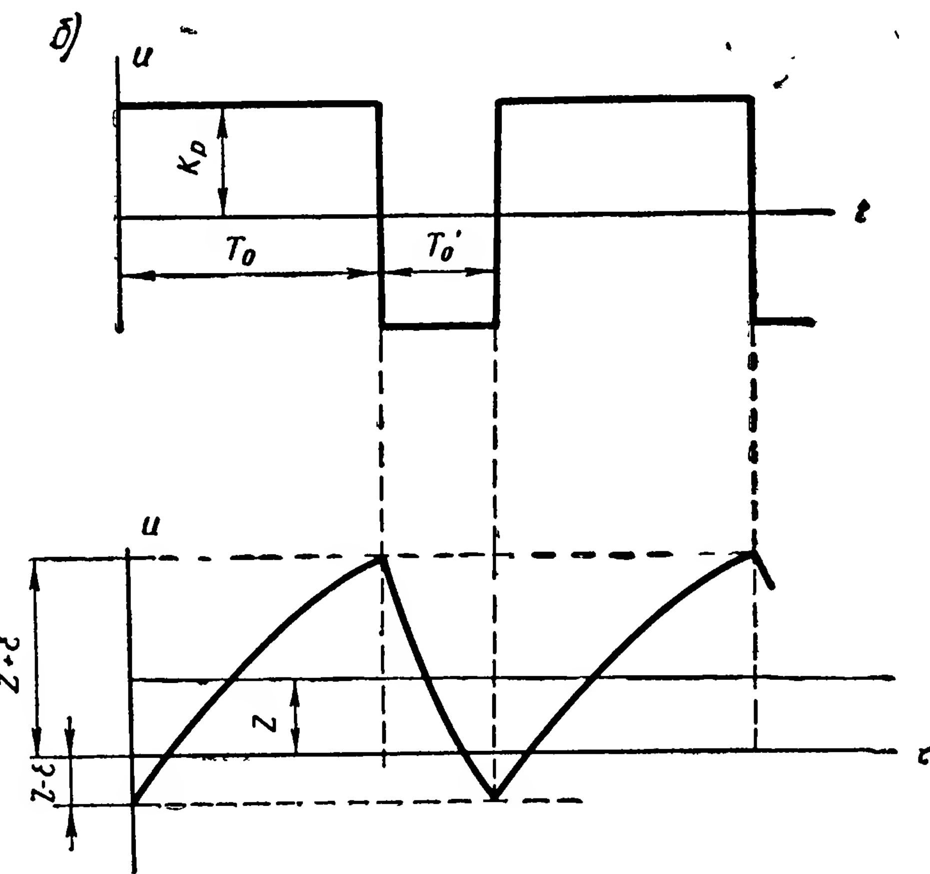


Рис. 8.27. Графики к определению среднего значения выходного напряжения реле:

а — при отсутствии входного напряжения; *б* — при постоянном входном напряжении

В нашем случае на основании рис. 8.27 можно записать

$$\overline{u} = k_{\text{р}} \frac{T_0 - T_0'}{T_0 + T_0'}, \tag{8.55}$$

где T_0 — продолжительность положительного импульса;

T_0'— продолжительность отрицательного импульса.

Для нахождения выходной величины $\bar{u}$ необходимо предварительно вычислить зависимость $T_0=f(z)$ и $T_0'=\varphi(z)$. Очевидно, что при $z=0$ величины T_0 и T_0' будут равны (рис. 8.27, *а*) и среднее значение выходного напряжения $\bar{u}$ также равно нулю.

Пусть теперь величина z меняется. Будем считать, что это изменение происходит значительно медленнее, чем изменение величины $u(t)$ и можно приближенно полагать, что за время одного периода автоколебаний значение z постоянно. В этом случае на цепочку обратной связи воздействуют прямоугольные импульсы неравной длительности $T_0 \neq T_0'$. Для положительного импульса T_0 можно записать

$$T_{\text{з.с}} \frac{du_1}{dt} + u_1 = k_{\text{з.с}} k_{\text{р}}.$$

Решение этого уравнения имеет вид

$$u_1 = k_{\text{з.с}} k_{\text{р}} + Ce^{-\frac{t}{T_{\text{з.с}}}}.$$

Постоянная C определяется из начальных условий. Для нашего случая при $t=0$ $u_1=z-\varepsilon$ (см. рис. 8.27, *б*). Таким образом, для промежутка $0<t<T_0$ получим

$$u_1 = (z-\varepsilon)e^{-\frac{t}{T_{\text{о.с}}}} + k_{\text{р}}k_{\text{з.с}}\left(1 - e^{-\frac{t}{T_{\text{з.с}}}}\right). \tag{8.56}$$

Начальными отклонениями для промежутка $0<t<T_0'$ будет величина $(z+\varepsilon)$. При этом отсчет времени начинаем от момента $t=T_0$. Находя постоянную C, для этого промежутка имеем

$$u_1 = \left(z+\varepsilon\right)e^{-\frac{t}{T_{\text{о.с}}}} - k_{\text{р}}k_{\text{з.с}}\left(1 - e^{-\frac{t}{T_{\text{з.с}}}}\right). \tag{8.57}$$

Полупериод T_0 заканчивается и происходит переключение релейного усилителя тогда, когда входная величина релейного усилителя станет равной $-\varepsilon$. Учитывая, что $z_1=z-u_1$, находим, что в момент переключения

$$u_1 = z+\varepsilon. \tag{8.58}$$

Следующее переключение релейного усилителя и окончание полупериода T_0' происходит в тот момент, когда $z=\varepsilon$. При этом

$$u_1 = z-\varepsilon. \tag{8.59}$$

Заменяя в уравнениях (8.56) и (8.57) величины u_1 согласно равенствам (8.58) и (8.59), находим, что в моменты переключения

$$(z+\varepsilon) = (z-\varepsilon)e^{-\frac{T_0}{T_{\text{з.с}}}} + k_{\text{з.с}} k_{\text{р}}(1 - e^{-\frac{T_0}{T_{\text{з.с}}}});$$

$$(z-\varepsilon)=(z+\varepsilon)e^{-\frac{T_0'}{T_{з.с}}}-k_{з.с}\,k_р\left(1-e^{-\frac{T_0}{T_{з.с}}}\right).$$

Из этих уравнений находим

$$e^{-\frac{T_0}{T_{з.с}}}=\frac{z+\varepsilon-k_{з.с}\,k_р}{z-\varepsilon-k_{з.с}k_р};$$

$$e^{-\frac{T_0'}{T_{з.с}}}=\frac{z-\varepsilon+k_{з.с}\,k_р}{z+\varepsilon+k_{з.с}\,k_р},$$

откуда

$$T_0=T_{з.с}\ln\frac{k_{з.с}k_р-z+\varepsilon}{k_{з.с}\,k_р-z-\varepsilon}$$

и

$$T_0'=T_{з.с}\ln\frac{k_{з.с}k_р+z+\varepsilon}{k_{з.с}\,k_р+z-\varepsilon}.$$

Подставив полученные значения $T_в$ и T_0' в уравнение (8.55), находим

$$\bar{u}=k_р\frac{\ln\frac{k_{з.с}\,k_р-z+\varepsilon}{k_{з.с}\,k_р-z-\varepsilon}-\ln\frac{k_{з.с}\,k_р+z+\varepsilon}{k_{з.с}\,k_р+z-\varepsilon}}{\ln\frac{k_{о.с}\,k_р-z+\varepsilon}{k_{о.с}\,k_р-z-\varepsilon}+\ln\frac{k_{з.с}\,k_р+z+\varepsilon}{k_{з.с}\,k_р+z-\varepsilon}}.$$

Предположим, что величина $\varepsilon\to 0$. Раскрывая неопределенность, получим

$$\bar{u}=k_р\frac{\frac{2}{(k_{з.с}k_р-z)}-\frac{2}{(k_{з.с}\,k_р+z)}}{\frac{2}{(k_{з.с}\,k_р-z)}+\frac{2}{(k_{з.с}k_р+z)}}=\frac{1}{k_{з.с}}z. \qquad (8.60)$$

Следовательно, среднее значение выходной величины контура в некоторых пределах пропорционально входной величине z (см. рис. 8.28).

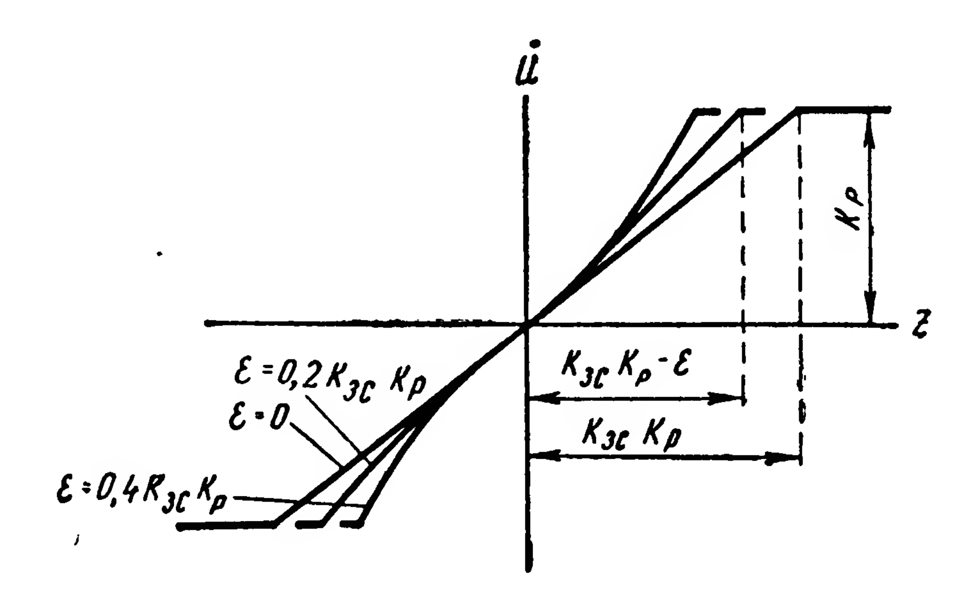


Рис. 8.28. Статические характеристики линеаризированного релейного усилителя

Линейный участок характеристики лежит в пределах $-k_р k_{з.с} < z < k_р k_{з.с}$. Максимальное значение $\bar{u}$ будет равно $k_р$.

В случае когда релейный усилитель имеет гистерезисную характеристику и $\varepsilon \neq 0$, зависимость $\bar{u}$ от z мало отличается от линейной, как это видно из рис. 8.28. При этом линейный участок характеристики уменьшается на величину ε. Кривые, показанные на рис. 8.28, представляют собой статические характеристики релейного усилителя с обратной связью. В действительности релейный усилитель работает в замкнутой системе стабилизации и величина z изменяется во времени. Поэтому возникает необходимость в рассмотрении передаточной функции релейного усилителя. Ограничимся случаем, когда $\varepsilon=0$. При этом частота автоколебаний в контуре становится бесконечной, а разность $z-\bar{u}_1$ стремится к нулю.

Таким образом, система (8.54), написанная для средних значений, при $\varepsilon=0$ принимает вид

$$0 = z - \bar{u}_1,$$

$$(T_{з.с}p + 1)\bar{u}_1 = k_{з.с}\bar{u}.$$

Исключая из этих уравнений величину $\bar{u}_1$, получаем

$$(T_{з.с}p + 1)z = k_з\bar{u}.$$

Следовательно, передаточная функция рассматриваемого контура равна

$$W(p) = \frac{T_{з.с}p + 1}{k_{з.с}}. \qquad (8.61)$$

Иными словами, при $\varepsilon \to 0$ передаточная функция автоколебательного контура стремится к передаточной функции звена с введением производной. Это обстоятельство позволяет иногда существенно упростить схему системы стабилизации, исключив из нее элементы, вводящие в закон регулирования производные. Заметим, что, осуществляя обратную связь релейного элемента в виде двух последовательно соединенных апериодических звеньев, можно получить передаточную функцию релейного усилителя в виде звена с введением первой и второй производных.

В действительности частота автоколебаний контура определяется не только параметрами цепи обратной связи, но и свойствами релейного усилителя — величиной ε и особенно значением запаздывания в срабатывании реле τ. Поэтому передаточная функция релейного усилителя может быть рассмотрена по формуле (8.61) лишь приближенно.

В качестве примера использования полученных результатов рассмотрим схему автомата стабилизации крена, аналогичную применявшейся для летательного аппарата *Hs*-293* и представленную на

* Мюллер Ф. Телеуправление. Изд-во иностр. лит-ры, 1957, стр. 266—271.

рис. 8.29. Питание на потенциометры $П_1$ и $П_2$ подается через контакт K, переключающийся с большой частотой. Управление работой этого контакта происходит от системы управления. При отсутствии внешней команды контакт K переключается симметрично и на потенциометры через фильтры $R_ф$, $C_ф$ подается одинаковое напряжение. Если к тому же угол крена равен заданному, на обмотку II поляризованного реле $РП$ напряжение не поступает и за счет цепи обратной связи,

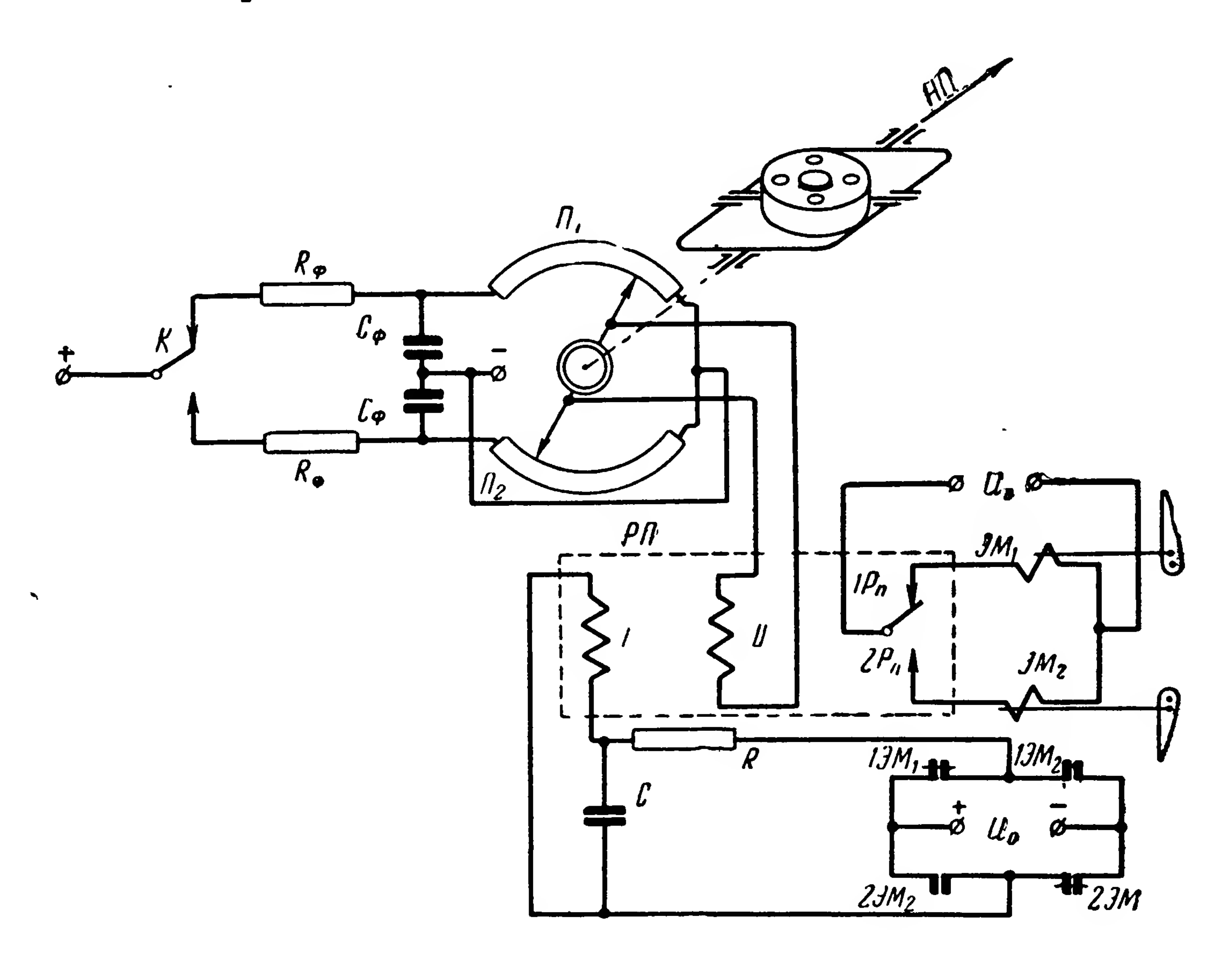


Рис. 8.29. Схема системы стабилизации крена

состоящей из цепочки RC и обмотки реле 1, элероны перекладываются симметрично. При возникновении крена на обмотку II поляризованного реле с потенциометров подается напряжение и симметрия работы элеронов нарушается.

Среднее значение момента, развиваемого элеронами $M_э^{ср}$, может быть записано в виде (см. рис. 8.30)

$$M_э^{ср} = M_{э.max}\frac{T_0 - T_0'}{T_0 + T_0'}, \tag{8.62}$$

где $M_{э.max}$ — максимальный момент элеронов при их отклонении на полный угол.

Выражение (8.62) аналогично уравнению (8.55) и отличается от последнего только постоянным коэффициентом. Учитывая это обстоятельство, на основании (8.60) можно записать

$$M_э^{ср} = M_{э.max} \frac{1}{k_{з.с} k_р} z,$$

где z — в нашем случае напряжение, подаваемое на обмотку II реле.

В переходном режиме, принимая во внимание зависимость (8.61), получим

$$M_э^{ср} = \frac{M_{э.max}}{k_{з.с} k_р} (1 + T_{з.с} p) z. \qquad (8.63)$$

Зависимость (8.63) имеет место в режиме управления и режиме стабилизации. В случае работы системы в режиме управления контакт

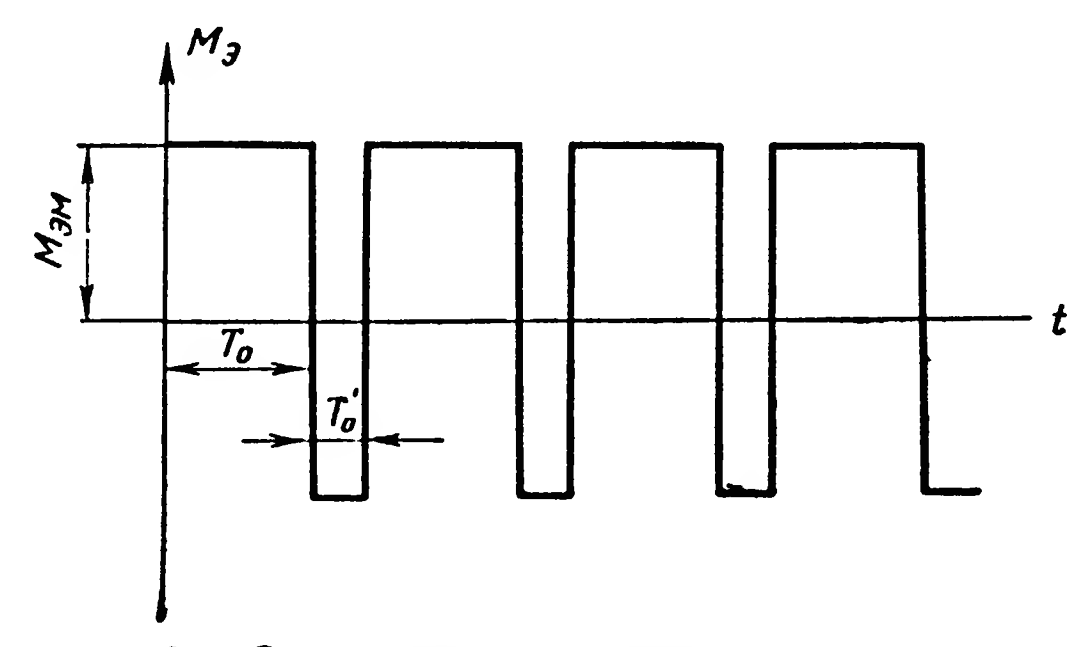


Рис. 8.30. Зависимость момента, развиваемого элеронами, от времени

K перекладывается несимметрично, в зависимости от команды, замыкая верхний или нижний контакт на большее время. Благодаря этому на один из потенциометров подается большее напряжение, на обмотку II поступает сигнал, симметрия работы элеронов нарушается и летательный аппарат поворачивается относительно продольной оси.

Рассмотрим более подробно работу системы в режиме стабилизации. При отклонении летательного аппарата от заданного режима на выходе потенциометров появляется напряжение. Предположим, что характеристика потенциометров линейная. Тогда

$$z = k_п \gamma. \qquad (8.64)$$

Значение максимального момента элеронов можно записать в виде

$$M_{э.max} = k_с \delta_0, \qquad (8.65)$$

где δ_0 — максимальный угол отклонения элеронов;

$k_с$ — коэффициент пропорциональности.

Таким образом, получаем

$$M_э^{ср} = \frac{k_п k_с \delta_0}{k_{з.с} k_р} (1 + T_{з.с} p) \gamma.$$

Если добавить к последнему уравнению уравнение объекта

$$(T_c p + 1) p\gamma = -M_э + f_m(t),$$

то получим уравнение системы стабилизации в следующем виде:

$$\left[T_c p^2 + \left(1 + T_{з.с} \frac{k_п k_c \delta_0}{k_{з.с} k_р}\right) p + \frac{k_п k_c \delta_0}{k_{з.с} k_р}\right] \gamma = f_m(t). \qquad (8.66)$$

Полученное линейное дифференциальное уравнение второго порядка позволяет выбрать параметры системы, исходя из предъявляемых к ней требований. Заметим, что наличие запаздывающей обратной связи в схеме существенно увеличивает демпфирование системы, что хорошо видно из уравнения (8.66). Переходный процесс при любых значениях параметров системы затухает. В действительности за счет неучтенного нами времени запаздывания и конечной частоты перекладки элеронов летательный аппарат совершает колебания относительно заданного положения. Однако амплитуда этих колебаний оказывается достаточно малой и приемлемой для большого числа случаев.

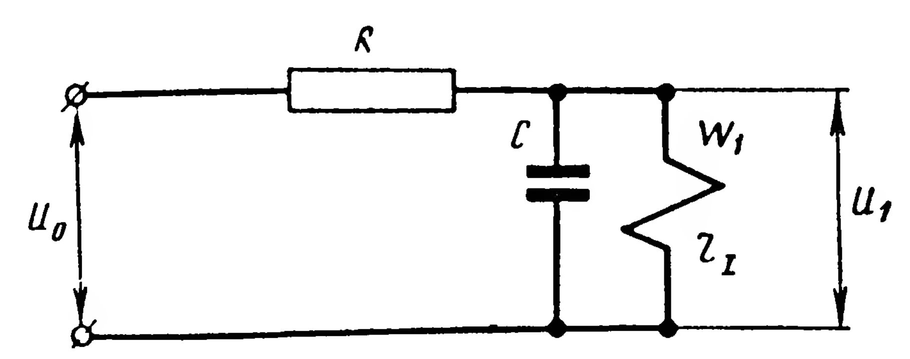


Рис. 8.31. Схема контура запаздывающей обратной связи

Остается выразить постоянные $T_{з.с}$ и $k_{з.с}$ через параметры системы. Произведение $k_{з.с} k_р$ представляет собой установившееся значение напряжения на обмотке обратной связи. В общем случае число витков обмотки обратной связи W_I может не совпадать с числом витков входной обмотки W_{II}. Для установившегося значения напряжения на основании рис. 8.31 можно записать

$$U_1 = \frac{r_I}{R + r_I} U_0,$$

где r_I — сопротивление обмотки I.

С другой стороны, в момент срабатывания и отпускания реле ампервитки обмотки обратной связи равны ампервиткам входной обмотки. На основании сказанного получаем

$$\frac{U_I}{r_I} W_I = \frac{U_I^{\mathrm{I}}}{r_{II}} W_{II},$$

где r_{II} — сопротивление входной обмотки II;

U_I^{I} — напряжение на обмотке обратной связи, приведенное к входной обмотке реле II.

Из последних двух соотношений находим

$$k_{з.с} k_р = U_1^{\mathrm{I}} = \frac{r_{II}}{R + r_I} \cdot \frac{W_I}{W_{II}} U_0.$$

Постоянная времени цепи обратной связи выражается соотношением

$$T_{з.с} = \frac{r_I R}{r_I + R} C.$$

§ 5. ВЛИЯНИЕ НА УСТОЙЧИВОСТЬ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ЗОНЫ НЕЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ И ОГРАНИЧЕННОЙ СКОРОСТИ РУЛЕВОЙ МАШИНКИ

В предыдущих параграфах было показано, что качество системы стабилизации улучшается с увеличением коэффициента усиления системы. Поэтому верхний предел этой величины чаще всего приходит-

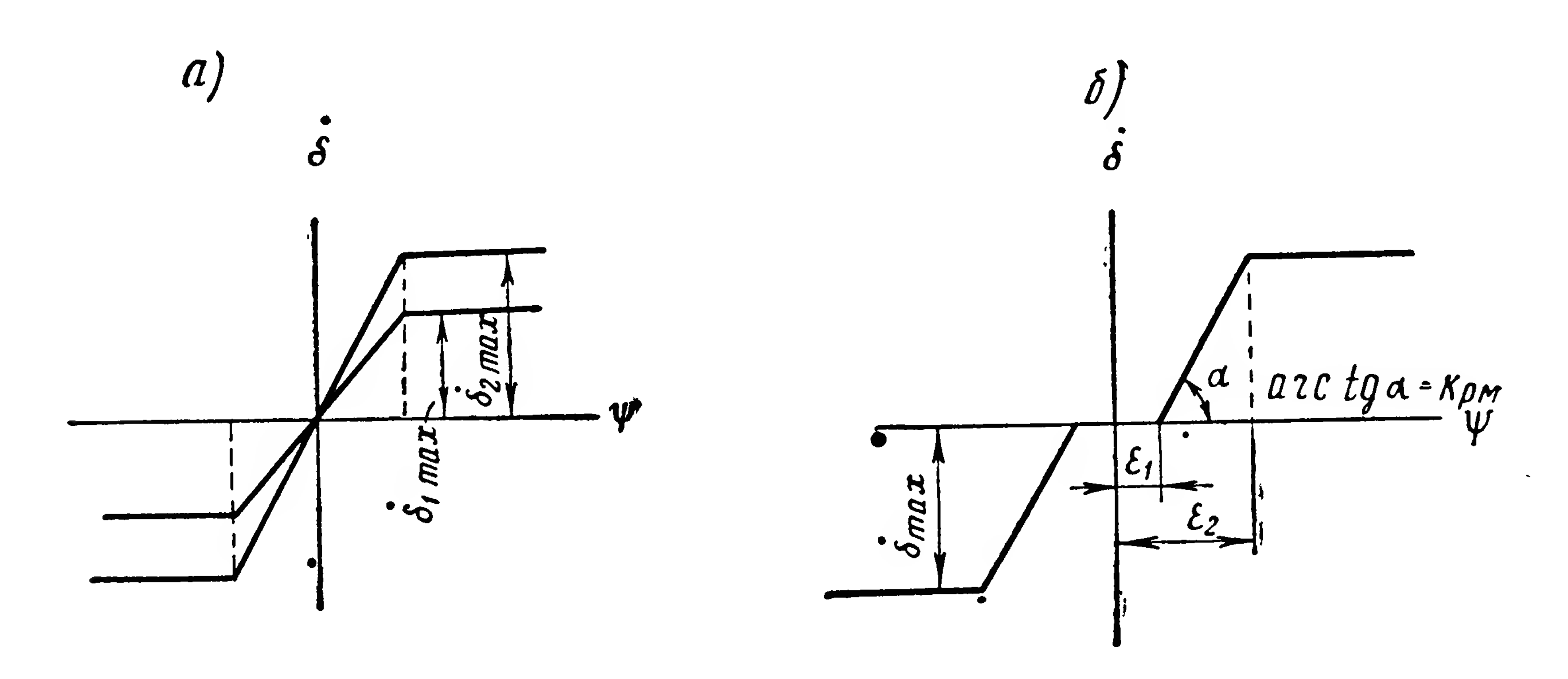


Рис. 8.32. Нелинейные характеристики рулевой машинки:
а — с ограничением линейного участка; б — с зоной нечувствительности

ся выбирать из конструктивных соображений. Поскольку скорость любой реальной рулевой машинки ограничена, то увеличение коэффициента усиления приводит (при сохранении той же ширины линейного участка характеристики) к увеличению максимального значения этой скорости $\dot{\delta}_{max}$ (см. рис. 8.32, *а*) и, как следствие этого, увеличению мощности, веса и габаритов рулевой машинки. Обычно линейный участок характеристики рулевой машинки лежит в пределах $\pm(1 \div 1{,}5)^\circ$ угла отклонения летательного аппарата.

Представляет практический интерес рассмотрение работы системы стабилизации при условии, что отклонения летательного аппарата в процессе работы больше, чем ширина линейного участка характеристики рулевой машинки. Кроме того, предположим, что характеристика рулевой машинки имеет некоторую зону нечувствительности и имеет вид, показанный на рис. 8.32, *б*, а поведение летательного

аппарата описывается линейным дифференциальным уравнением второго порядка

$$(T_{\text{с}} p + 1) p\gamma = -k_{\text{с}} \delta .$$

Рулевую машинку условно представим состоящей из двух частей — апериодического и интегрирующего звеньев с коэффициентом усиле-

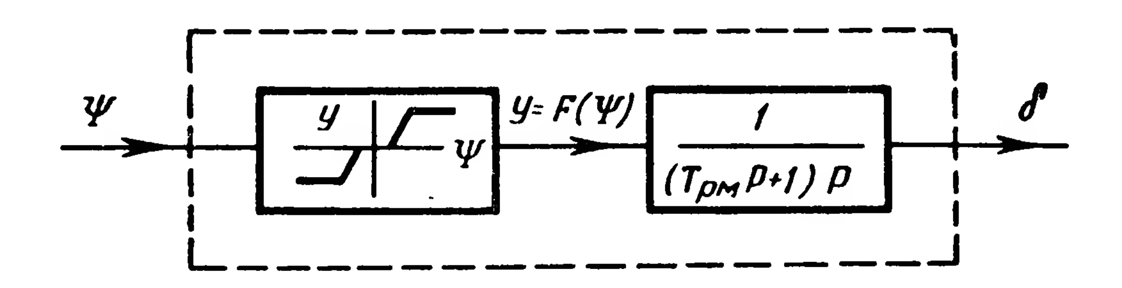


Рис. 8.33. Структурная схема нелинейной рулевой машинки

ния, равным единице, и безынерционного нелинейного звена (рис. 8.33). Таким образом,

$$(T_{\text{р.м}} p + 1) p\delta = y ;$$

$$y = F(\Psi) .$$

Уравнения измерителей, суммирующего устройства и усилителя, который будем считать идеальным, запишем в виде

$$\Psi = k_{\text{у}} (k_1 + k_2 p + k_3 p^2) \gamma ,$$

где $k_{\text{у}}$— коэффициент усиления усилителя.

При отсутствии обратной связи передаточную функцию линейной части системы можем представить как

$$W(p) = \frac{k_{\text{с}} k_{\text{у}} (k_1 + k_2 p + k_3 p^2)}{(T_{\text{с}} p + 1)(T_{\text{р.м}} p + 1) p^2}$$

или

$$W(p) = \frac{k (1 + T_{\dot{\gamma}} p + T_{\ddot{\gamma}} p^2)}{(T_{\text{с}} p + 1)(T_{\text{р.м}} p + 1) p^2} ,$$

где

$$k = k_1 k_{\text{с}} k_{\text{у}} ; \qquad T_{\dot{\gamma}} = \frac{k_2}{k_1} ; \qquad T_{\ddot{\gamma}} = \frac{k_3}{k_1} .$$

Уравнение замкнутой системы стабилизации можно теперь получить в виде

$$\left. \begin{aligned} (T_{\text{с}} p + 1)(T_{\text{р.м}} p + 1) p^2 \Psi &= -k (1 + T_{\dot{\gamma}} p + T_{\ddot{\gamma}} p^2) y ; \\ y &= F(\Psi) . \end{aligned} \right\} \quad (8.67)$$

Ввиду довольно сложного вида характеристики нелинейного звена решить задачу точным методом весьма трудно. Поэтому воспользуемся приближенным методом. Для нашей цели оказывается весьма удобным метод гармонической линеаризации в той его форме, которая разработана Е. П. Поповым*. Сущность метода заключается в следующем. Предположим, что в замкнутой системе стабилизации возникли автоколебания. Тогда с выхода нелинейного звена на линейную часть системы будут поступать периодические колебания, в основном несинусоидальной формы. Однако считая, что линейная часть системы представляет собой фильтр низких частот, ограничимся рассмотрением лишь первой гармоники. Тогда можно записать

$$y=\left[\frac{q(A)}{A}+\frac{q_1(A,\omega)}{A\omega}p\right]\Psi,$$

где A — амплитуда колебаний входной величины нелинейного звена; ω — частота колебаний входной величины нелинейного звена. Коэффициенты $q(A)$ и $q_1(A,\omega)$ выражаются следующими равенствами:

$$\left.\begin{aligned} q(A)&=\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi}F(A\sin\omega t)\sin\omega t\,d\omega t,\\ q_1(A,\omega)&=\frac{}{\pi}\int_0^{2\pi}F(A\sin\omega t)\cos\omega t\,d\omega t.\end{aligned}\right\}\qquad(8.68)$$

Легко показать, что если кривая $F(\Psi)$ не имеет гистерезисной петли, то $q_1(A,\omega)=0$. В нашей задаче имеет место именно этот случай, поэтому уравнение гармонически линеаризированного звена запишем в виде

$$y=\frac{q(A)}{A}\Psi.$$

Вычислим величину $q(A)$. Согласно рис. 8.34 и формулам (8.68), находим

$$q(A)=\frac{2}{\pi}\int_{u_1}^{u_2}k_{\text{р. м}}(A\sin\omega t-\varepsilon_1)\sin\omega t d\omega t+$$

$$+\frac{2}{\pi}\int_{u_2}^{\pi-u_2}C\sin\omega t d\omega t+\frac{2}{\pi}\int_{\pi-u_2}^{\pi-u_1}k_{\text{р. м}}(A\sin\omega t-\varepsilon_1)\sin\omega t d\omega t),$$

* Попов Е. П. Динамика систем автоматического регулирования. Гос. издат. технико-теоретической лит-ры, 1954.

где

$$u_1 = \arcsin \frac{\varepsilon_1}{A};$$

$$u_2 = \arcsin \frac{\varepsilon_2}{A} = \arcsin \frac{C + \varepsilon_1 k_{\text{р. м}}}{A k_{\text{р. м}}};$$

$$k_{\text{р. м}} = \operatorname{arctg} \alpha.$$

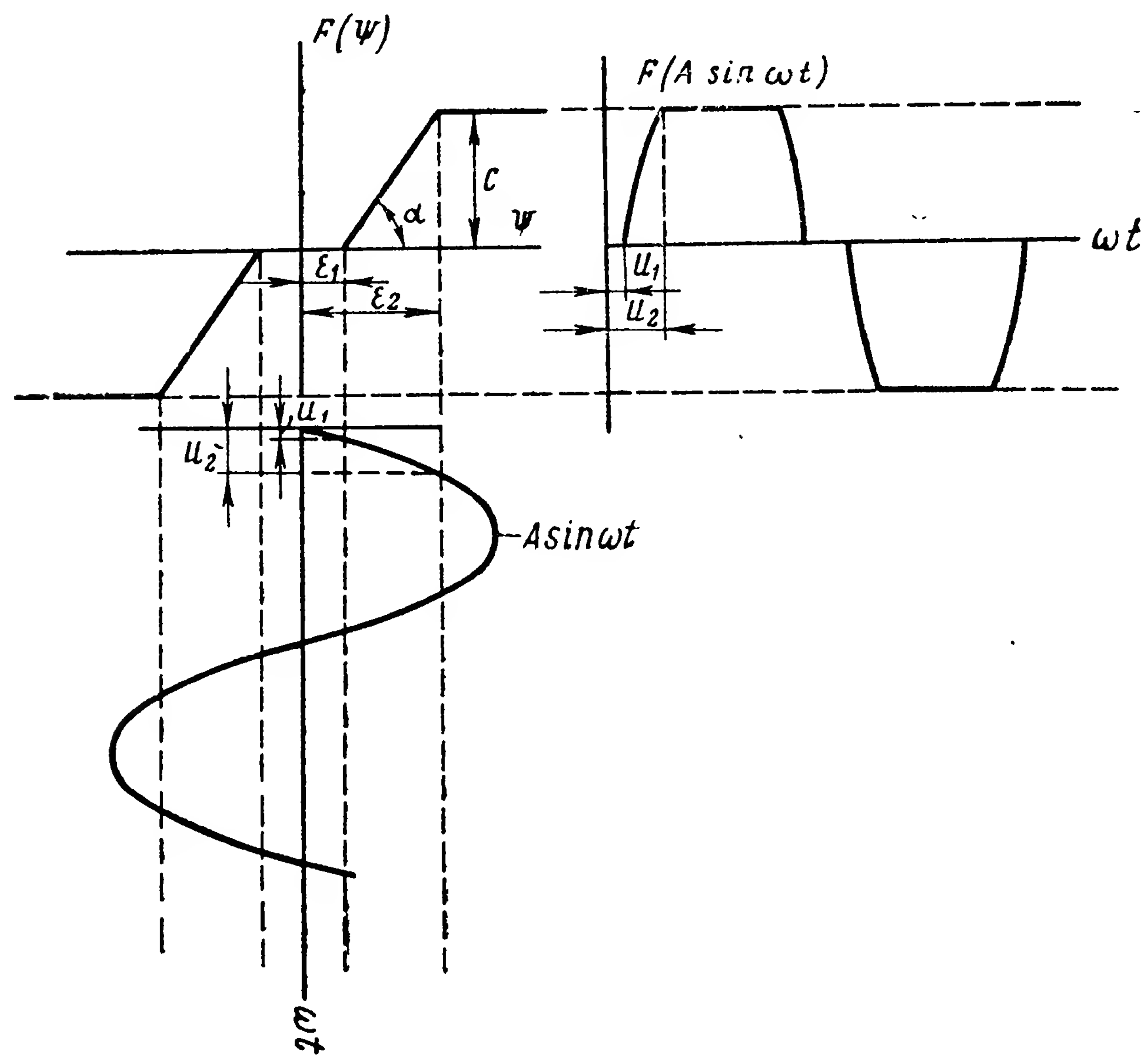


Рис. 8.34. Кривые к определению коэффициента $q\,(a)$

Учитывая, что

$$C = (\varepsilon_2 - \varepsilon_1)\, k_{\text{р.м}}, \qquad \varepsilon_1 = A \sin u_1$$

$$\text{и} \;\; b = A \sin u_2,$$

после несложных преобразований получим

$$q\,(A) = \frac{2 k_{\text{р.м}}}{\pi} \left(u_2 - u_1 + \frac{1}{2} \sin 2u_2 - \frac{1}{2} \sin 2u_1 \right) \text{ при } A > \varepsilon_2.$$

Систему (8.67) перепишем теперь в виде

$$(T_{\text{c}} p + 1)(T_{\text{р.м}} + 1)\, p^2 \Psi = -k (1 + T_{\dot{\gamma}} p + T_{\ddot{\gamma}} p^2)\, y;$$

$$y = \frac{q\,(A)}{A} \Psi.$$

Исключая величину y, найдем

$$\left[(T_c p+1)(T_{р.м}+1)p^2+k(1+T_{\dot\gamma}p+T_{\ddot\gamma}p^2)\frac{q(A)}{A}\right]\Psi=0.$$

Сделав замену $p=z$, получим условное характеристическое уравнение

$$\left[T_c T_{р.м}z^4+(T_c+T_{р.м})z^3+kT_{\ddot\gamma}\frac{q(A)}{A}z^2+kT_{\dot\gamma}\frac{q(A)}{A}z+k\frac{q(A)}{A}\right]=0.$$

Дальнейший анализ системы предполагает использование кривой Михайлова. Делая замену $z=j\tilde\omega$, получим

$$L(j\tilde\omega)=\left[T_c T_{р.м}\tilde\omega^4-j(T_c+T_{р.м})\tilde\omega^3-\left(1+kT_{\ddot\gamma}\frac{q(A)}{A}\right)\tilde\omega^2+\right.$$

$$\left.+jkT_{\dot\gamma}\frac{q(A)}{A}\tilde\omega+k\frac{q(A)}{A}\right].$$

Последнее выражение можно записать в виде

$$L(j\tilde\omega)=X(\tilde\omega)+jY(\tilde\omega), \tag{8.69}$$

где

$$X(\tilde\omega)=T_c T_{р.м}\tilde\omega^4-\left(1+kT_{\ddot\gamma}\frac{q(A)}{A}\right)\tilde\omega^2+k\frac{q(A)}{A};$$

$$Y(\tilde\omega)=-(T_c+T_{р.м})\tilde\omega^3+kT_{\dot\gamma}\frac{q(A)}{A}\tilde\omega.$$

Для того чтобы уравнение системы допускало периодические решения с частотой $\tilde\omega_A$, кривая Михайлова должна проходить через начало координат. Приравняв нулю по отдельности вещественную и мнимую части выражения (8.69), получаем

$$\left.\begin{aligned}&T_c T_{р.м}\tilde\omega_A^4-\left(1+kT_{\ddot\gamma}\frac{q(A)}{A}\right)\tilde\omega_A^2+k\frac{q(A)}{A}=0;\\&-\left(T_c+T_{р.м}\right)\tilde\omega_A^3+kT_{\dot\gamma}\frac{q(A)}{A}\tilde\omega_A=0.\end{aligned}\right\} \tag{8.70}$$

Из второго уравнения системы (8.70) находим

$$\frac{q(A)}{A}=\frac{(T_c+T_{р.м})}{kT_{\dot\gamma}}\tilde\omega_A^2.$$

Подставив значение $\frac{q(A)}{A}$ в первое уравнение, получим

$$T_c T_{р.м}\tilde\omega_A^4-\tilde\omega_A^2-T_{\ddot\gamma}\frac{(T_c+T_{р.м})}{T_{\dot\gamma}}\tilde\omega_A^4+\frac{(T_c+T_{р.м})}{T_{\dot\gamma}}\tilde\omega_A^2=0,$$

откуда $\tilde\omega_A = 0$ и также

$$\tilde\omega_A^2 = \frac{T_c + T_{р.м} - T_{\dot\gamma}}{T_{\ddot\gamma}(T_c + T_{р.м}) - T_c T_{р.м} T_{\dot\gamma}}.$$

Если дробь, стоящая в правой части последнего уравнения, отрицательная, то уравнение не имеет вещественного корня. Это означает, что периодические колебания в системе невозможны. Таким образом, условия отсутствия периодических колебаний имеют вид

$$T_{\dot\gamma} > T_c + T_{р.м},$$

$$T_{\ddot\gamma} > \frac{T_c T_{р.м} T_{\dot\gamma}}{T_c + T_{р.м}} \quad \text{или} \quad T_{\dot\gamma} < \frac{T_{\ddot\gamma}}{T_{р.м}} + \frac{T_{\ddot\gamma}}{T_c}.$$

Кроме того, существует другая пара неравенств:

$$T_{\dot\gamma} < T_c + T_{р.м};$$

$$T_{\ddot\gamma} < \frac{T_c T_{р.м} T_{\dot\gamma}}{T_{р.м} + T_c} \quad \text{или} \quad T_{\dot\gamma} > \frac{T_{\ddot\gamma}}{T_{р.м}} + \frac{T_{\ddot\gamma}}{T_c}.$$

Полученные неравенства разбивают плоскость параметров системы $T_{\dot\gamma}$, T_c на четыре области, как это показано на рис. 8.35. На основании этих неравенств заключаем, что в областях *I* и *III* автоколебания невозможны, а в областях *II* и *IV* существуют периодические колебания.

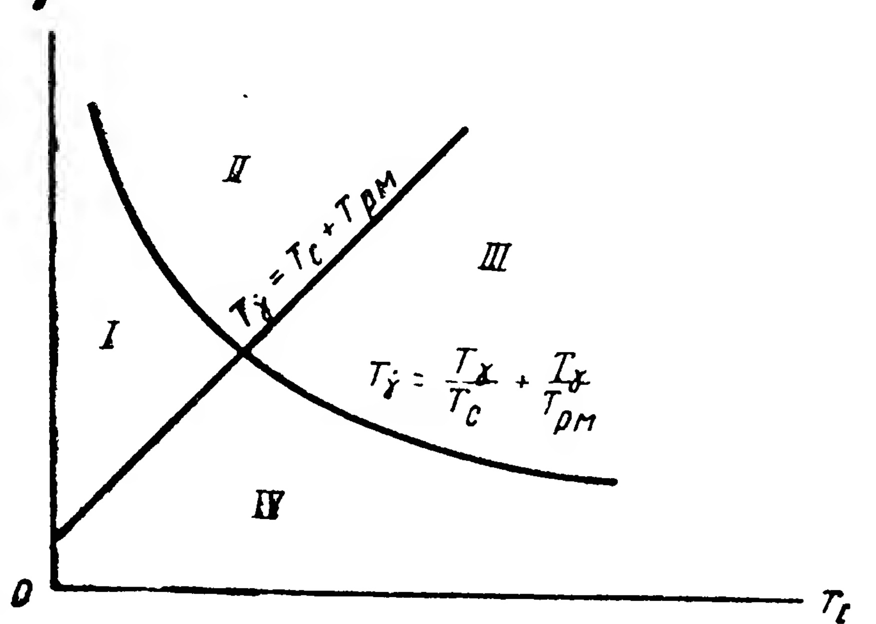


Рис. 8.35. Области устойчивости нелинейной системы

Обратим внимание на весьма интересное обстоятельство. Вид полученных областей не зависит от вида нелинейной характеристики. В частности, он будет точно таким же и для релейной характеристики, в чем можно лишний раз убедиться, сравнивая рис. 8.35 и рис. 8.18 в предыдущем параграфе, где решение получено точным методом. Для релейной характеристики было получено, что в области *I* система является устойчивой, а в области *III* неустойчивой. Область *II* соответствует устойчивым, а область *IV* неустойчивым автоколебаниям.

Следовательно, и для рассматриваемой характеристики рулевой машинки смысл этих областей остается прежним. Наличие зоны нечувствительности и ограниченной скорости рулевой машинки сужает область устойчивости по сравнению с областью устойчивости линейной системы. Однако область устойчивости рассматриваемой нелинейной системы совпадает с той областью линейной системы, в которой последняя устойчива при любом коэффициенте усиления.

В случае выбора параметров системы в областях *II* и *IV* амплитуда автоколебаний может быть найдена на основании системы (8.70).

Контрольные вопросы

1. Изобразите структурную схему и напишите уравнения системы стабилизации с электромагнитной рулевой машинкой.
2. Начертите фазовые траектории системы стабилизации без запаздывания.
3. Какие особенности имеют фазовые траектории системы стабилизации с запаздыванием?
4. Как определить амплитуду и период автоколебаний в системе стабилизации с запаздыванием?
5. Изобразите протекание оптимального процесса стабилизации.
6. Как выбрать оптимальные параметры системы стабилизации с электромагнитной рулевой машинкой?
7. Начертите схему системы стабилизации с постоянной скоростью рулевой машинки.
8. Для системы стабилизации с постоянной скоростью рулевой машинки на плоскости параметров T_c и T_γ изобразите область устойчивости и области автоколебаний.
9. Сравните области устойчивости линейной и нелинейной системы стабилизации.
10. Как влияет жесткая обратная связь и введение в закон регулирования второй производной на область устойчивости системы стабилизации с постоянной скоростью рулевой машинки?
11. Как влияет запаздывание на устойчивость системы стабилизации с постоянной скоростью рулевой машинки?
12. Существует ли область устойчивости для системы стабилизации, содержащей релейный усилитель с гистерезисной характеристикой?
13. Какой эффект дает шунтирование релейного элемента системы стабилизации запаздывающей обратной связью?
14. Изобразите области устойчивости системы стабилизации с зоной нечувствительности и насыщением. Сравните результат с областями устойчивости линейной системы.

ЛИТЕРАТУРА

Основы автоматического регулирования. Под ред. д-ра техн. наук Солодовникова В. В. Гл. XXVI, XXVII, XXXIII, XXXV. Машгиз, 1954.

Попов Е. П., Пальтов И. П. Приближенные методы исследования нелинейных автоматических систем. Гл. II, III, IV. Физматгиз, 1960.

Попов Е. П. Динамика систем автоматического регулирования. Гл. XV, XVI. Гостехиздат, 1954.

Красовский А. А., Поспелов Г. С. Основы автоматики и технической кибернетики, Гл. XVIII. Госэнергоиздат, 1962.

Доброленский Ю. П., Иванов В. И. и Поспелов Г. С. Автоматика управляемых снарядов. Гл. II и X. Оборонгиз, 1963.

ГЛАВА IX

ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ АВТОПИЛОТОВ

§ 1. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ ЗАМЕЧАНИЯ

Рассмотренные в главе IV принципы измерения отклонений летательного аппарата от заданного режима полета, усиления сигналов, снимаемых с измерительных приборов, их преобразования и воздействия на рулевые машинки лежат в основе всех современных систем автоматической стабилизации. Отличие между собой отдельных типов автопилотов состоит в использовании различных законов регулирования, в различном сочетании элементов и в их конструктивном оформлении.

Указанные выше отличия лежат в основе классификации автопилотов. При этом в качестве характерных признаков могут быть выбраны следующие: назначение автопилота, назначение и тип летательного аппарата, на котором устанавливается автопилот, вид энергии, используемой для питания, закон регулирования и т. п.*

Не ставя своей целью рассмотрение такой классификации, обратимся к некоторым характерным примерам выполнения систем автоматической стабилизации. При этом будем исходить из того обстоятельства, что одним из основных показателей, во многом определяющим структуру и конструкцию автопилота, является тип летательного аппарата, для которого этот автопилот предназначается. Существенное значение играют также задачи, возлагаемые на систему стабилизации.

§ 2. АВТОПИЛОТЫ АП-5 И АП-5-2М

Автопилот предназначен для стабилизации самолета по крену, курсу и тангажу. Кроме того, с помощью автопилота можно производить спуск, подъем, плоский разворот и координированный вираж, стабилизацию бомбоприцела в азимуте и выполнять боковую наводку самолета на цель при бомбометании. Существенными особенностями автопилота является возможность регулировки в широких пределах

---

* Ольман Е. В., Соловьев Я. И., Токарев В. П. Автопилоты. Оборонгиз, 1946.

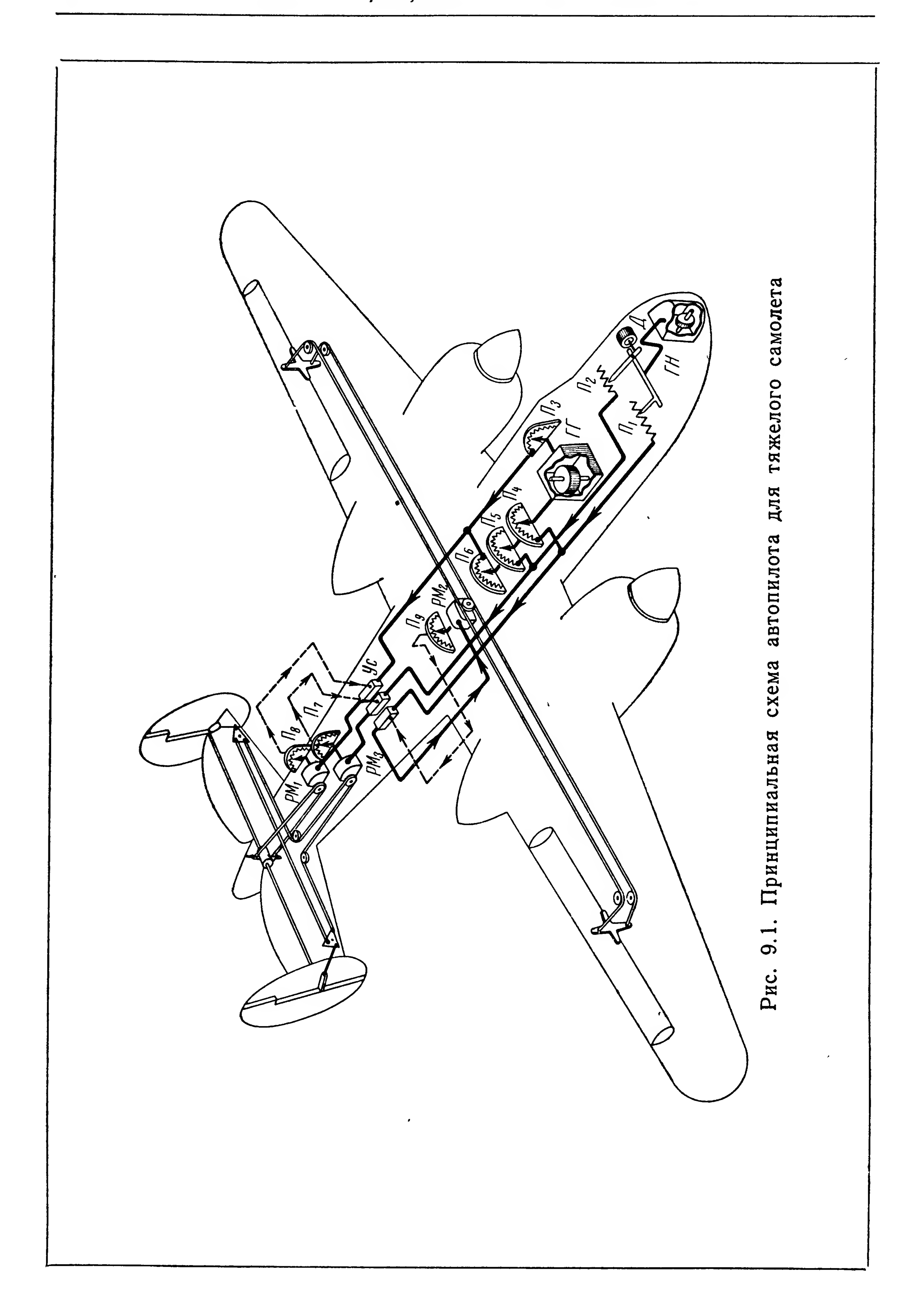


Рис. 9.1. Принципиальная схема автопилота для тяжелого самолета

его параметров, а также наличие координированного управления рулями. Принципиальная схема автопилота и его размещение на самолете показаны на рис. 9.1.

Основными измерительными приборами автопилота являются гироскоп направления *ГН* и гироскопический горизонт *ГГ*. Оба при-

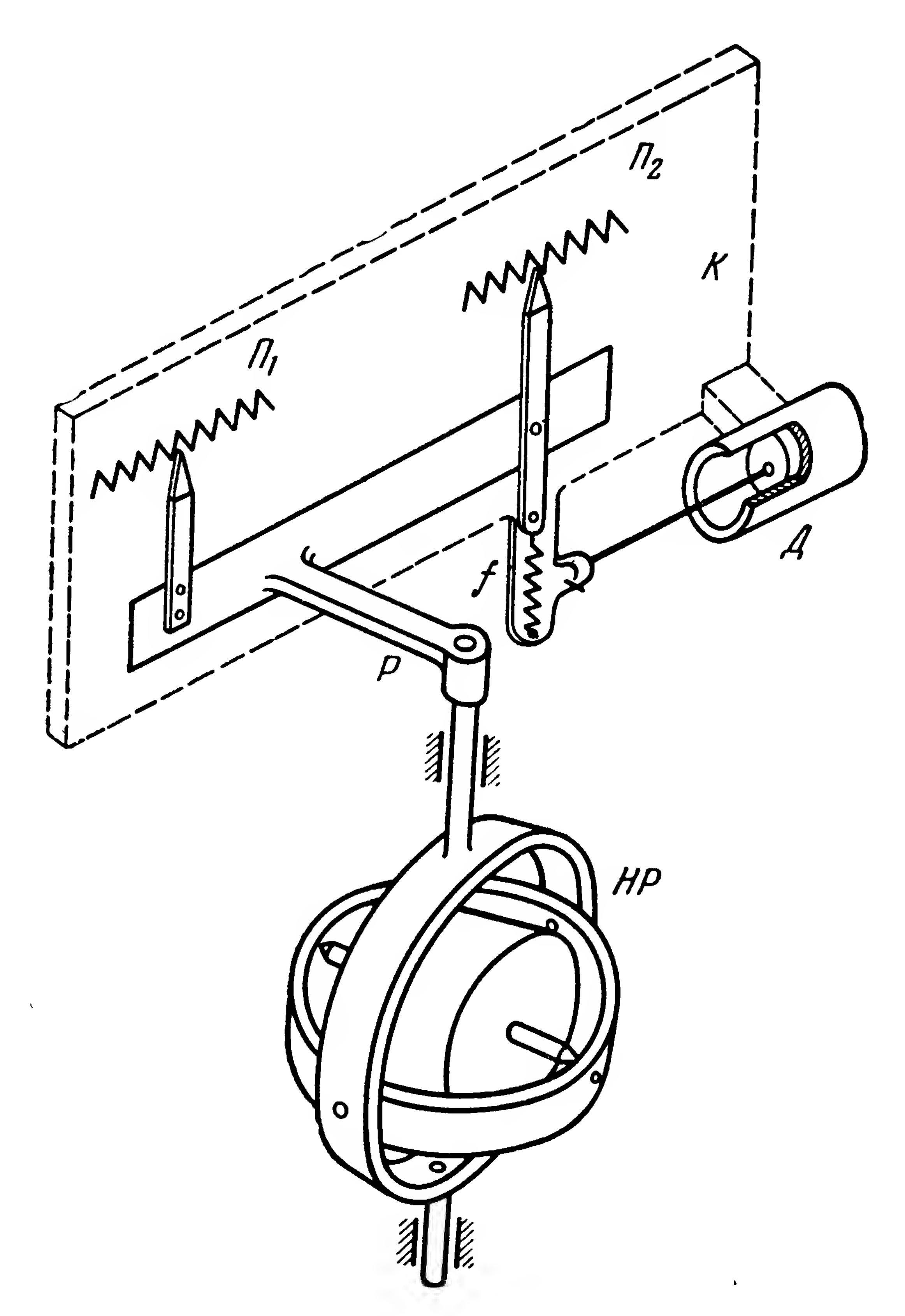


Рис. 9.2. Принципиальная схема гироскопа направления

бора, роторы которых приводятся во вращение от электродвигателей постоянного тока напряжением 24—26 *в*, представляют собою гироскопы с тремя степенями свободы. Гироскоп направления *ГН* выполнен по схеме силовой гироскопической стабилизации. Внешние моменты, приложенные к оси внешней рамки, компенсируются стабилизирующим двигателем. Это обстоятельство дает возможность осуществлять гироскопом стабилизацию прицела в азимуте.

19 Заказ 272

Наружная рамка *НР* (рис. 9.2) несет на себе поводок *P*, заканчивающийся движками потенциометров $П_1$ и $П_2$. Движок потенциометра $П_1$ укреплен жестко на поводке *P*, а движок потенциометра $П_2$ связан с ним шарнирно. При этом второй конец движка потенциометра $П_2$, как это видно из схемы, связан с корпусом *К* обоих потенциометров через демпфирующее устройство *Д*.

При отклонении летательного аппарата от заданного курса связанные с гироскопом движки потенциометров $П_1$ и $П_2$ остаются неподвижными в азимуте, а обмотки потенциометров, закрепленные на корпусе *К* курсовой панели, будут совместно с летательным аппаратом перемещаться относительно их движков. Тем самым с потенциометров будут сниматься сигналы, характеризующие отклонение летательного аппарата от заданного курса.

Благодаря тому что пружина *f* стремится удерживать движок потенциометра $П_2$ в вертикальном положении, при малых угловых скоростях отклонения летательного аппарата от заданного курса движок потенциометра, перемещаясь по его обмотке, сохраняет вертикальное положение. При возрастании скорости отклонения по курсу возрастает сопротивление сил демпфирования, вследствие чего нижний конец движка потенциометра $П_2$ отстает от перемещения гироскопа по отношению к корпусу прибора, верхний же его конец будет соответственно опережать это движение. Считаем, что силы, возникающие при перемещении поршня демпфера относительно его цилиндра, пропорциональны скорости поршня. Тогда угол поворота движка потенциометра от его вертикального положения будет достаточно точно определяться угловой скоростью отклонения самолета от курса. В результате перемещение движка по потенциометру $П_2$, а следовательно, и снимаемый с него сигнал, оказывается пропорциональным не только углу, но и угловой скорости отклонения летательного аппарата от заданного курса.

Для измерения углов отклонения летательного аппарата от заданного направления полета по крену и тангажу в системе автопилота используется гироскопический горизонт, главная ось которого с помощью маятников корректируется по направлению вертикали. По обеим осям подвеса гироскопического горизонта *ГГ* автопилота (рис. 9.1) смонтированы движки потенциометров. При этом движок потенциометра $П_3$ жестко укреплен на наружной оси подвеса гироскопического горизонта, размещенной перпендикулярно продольной оси летательного аппарата.

На геометрическом продолжении внутренней оси подвеса гироскопа смонтирован поворотный валик, несущий на себе сразу три изолированных друг от друга движка потенциометров $П_4$, $П_5$ и $П_6$. Таким образом, при отклонении летательного аппарата от заданного режима полета по углу тангажа гироскопический горизонт *ГГ*, сохраняя направление главной оси своего гироскопа вертикальным, вызовет перемещение связанного с ним движка по потенциометру $П_3$. Благодаря этому

с потенциометра будет снят сигнал, пропорциональный отклонению летательного аппарата от заданного режима полета по углу тангажа. В случае же отклонения летательного аппарата от заданного режима полета по углу крена сигналы, пропорциональные углу крена, будут сниматься одновременно с потенциометров $П_4$, $П_5$ и $П_6$.

При нарушении заданного режима полета сигналы, снимаемые с потенциометров гироскопа направления *ГН* и гироскопического горизонта *ГГ*, поступают на вход усилителя $У_с$, в котором они соответственно усиливаются и преобразуются в последовательность импульсов. На вход усилителя подаются одновременно и сигналы, снимаемые с потенциометров $П_7$, $П_8$ и $П_9$, движки которых укреплены на выходных валах рулевых машинок *РМ*. По каждому каналу управления курса, тангажа и крена основной потенциометр $П_0$, установленный соответственно на гироскопе направления *ГН* или гирогоризонте *ГГ*, соединен с потенциометром обратной связи $П_{о.с}$, смонтированном в соответствующей рулевой машинке, по мостовой схеме, в диагональ которой (рис. 9.3) включается усилитель $У_с$.

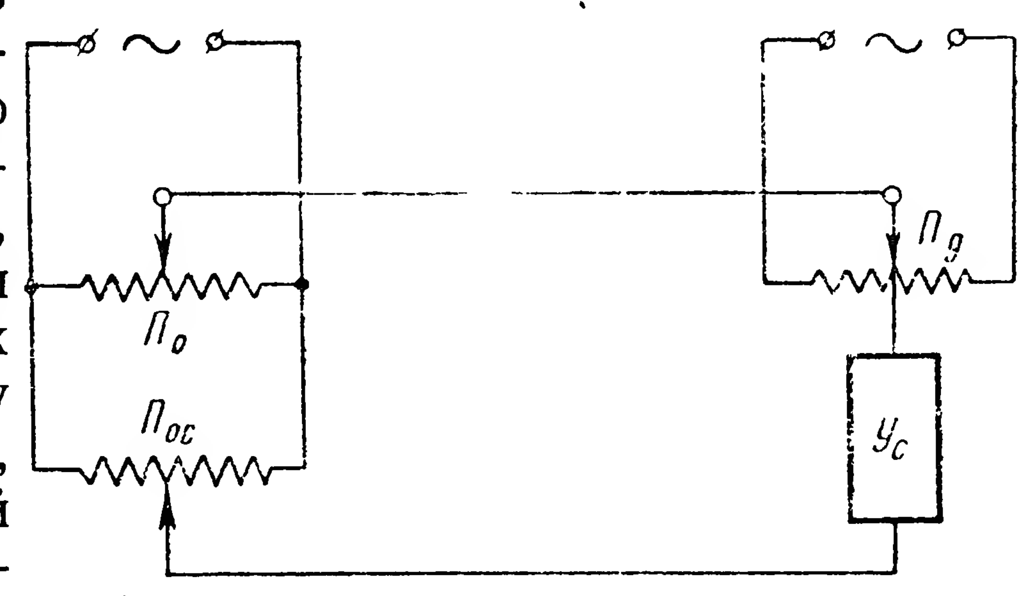


Рис. 9.3. Схема включения потенциометрических датчиков

Кроме основных потенциометров $П_2$, $П_3$ и $П_4$ (рис. 9.1) и соответствующих датчиков обратной связи $П_7$, $П_8$ и $П_9$, в схему каждого канала управления той или иной рулевой машинкой включаются дополнительные потенциометрические датчики. Так, например, для управления рулями поворота на рулевую машинку $РМ_3$ подается сигнал не только с потенциометра $П_2$, но и с потенциометра $П_5$. Таким образом, сигнал, подаваемый на рулевую машинку, пропорционален не только углу отклонения по курсу, но еще и углу отклонения летательного аппарата по крену. В свою очередь на рулевую машинку $РМ_2$, перемещающую элероны, подается сигнал, пропорциональный не только углу крена, но и зависящий от отклонения по курсу. Аналогично и для управления рулевой машинкой $РМ_1$ руля высоты используется сигнал, пропорциональный не только углу тангажа, но и сигнал, являющийся функцией угла крена.

Указанные дополнительные потенциометрические датчики $П_д$ включаются (см. рис. 9.3) в диагональ моста, образованного соответствующими основным потенциометром $П_0$ и потенциометром обратной связи $П_{о.с}$. Сигнал, снятый с потенциометра $П_д$ дополнительного датчика, алгебраически складывается с сигналом, снимаемым с основ-

ного потенциометра и потенциометра обратной связи. Если, например, сигнал, снимаемый с основного потенциометра, равен нулю, а смещен лишь движок дополнительного потенциометра, то для равновесия моста движок потенциометра обратной связи должен быть перемещен на некоторый угол. Так как движки потенциометров $П_7$, $Л_8$ и $П_9$ обратной связи, как уже и говорилось выше, соединены

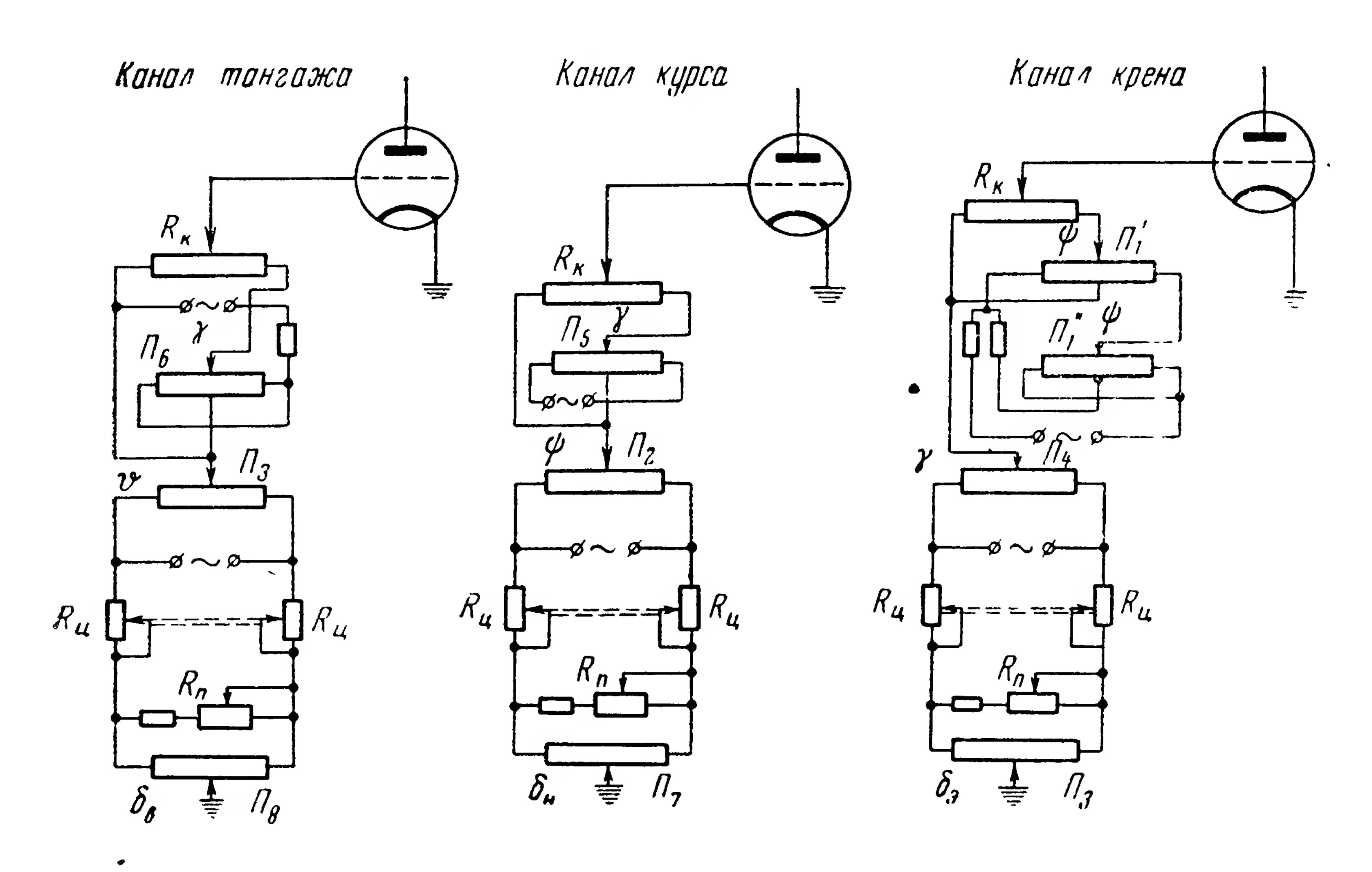


Рис. 9.4. Мостовые схемы автопилота

с валами соответствующих рулевых машинок, то при их перемещении будет происходить и перемещение, связанное с данной рулевой машинкой руля поворота.

Более подробные схемы включения основных и дополнительных потенциометров, а также потенциометров обратной связи показаны на рис. 9.4. Мостовые цепи, образованные основными потенциометрами $П_2$, $П_3$ и $П_4$ и потенциометрами обратной связи $П_7$, $П_8$ и $П_9$, так называемые главные мостики, аналогичны для всех трех каналов стабилизации. Помимо указанных потенциометров, они включают в себя сдвоенные сопротивления $R_ц$ и переменные сопротивления $R_п$. С помощью сопротивлений $R_ц$, движки которых перемещаются в противоположные стороны, осуществляется балансировка главного мостика, необходимая для центрирования самолета в установившемся режиме полета.

Сопротивление $R_п$ предназначено для регулировки коэффициента обратной связи или, как иногда говорят, порции руля. При изменении сопротивления $R_т$ меняется падение напряжения на сопротивлениях $R_ц$, а поэтому меняется и величина напряжения, подводимого к

потенциометру обратной связи. Для компенсации напряжения, снимаемого с главного потенциометра, теперь уже требуется иная величина перемещения движка потенциометра обратной связи. Другими словами, при изменении сопротивления $R_п$ меняется коэффициент пропорциональности между отклонением самолета и отклонением руля.

Рассмотрим особенности мостовых схем каждого канала. Как известно, летательный аппарат самолетной схемы при крене имеет тенденцию снижаться, поэтому при возникновении крена необходимо отклонять руль высоты вверх. Эта задача выполняется включением в мостовую цепь канала тангажа потенциометра $П_6$, отклонение движка которого пропорционально углу крена. Концы потенциометра $П_6$ соединены друг с другом, поэтому независимо от направления крена с движка будет сниматься сигнал координации одной и той же фазы. Для регулировки соотношения сигнала, снимаемого с главного мостика, и сигнала координации в схему введено сопротивление $R_к$. При перемещении движка сопротивления влево сигнал координации будет минимальным, а при перемещении движка вправо — максимальным. Таким образом, напряжение, поступающее на вход усилителя канала тангажа, может быть записано в виде

$$U_\vartheta = k_3\vartheta + k_6|\gamma| - k_8\delta_в, \qquad (9.1)$$

где k_3, k_6 и k_8 — коэффициенты, зависящие от параметров и регулировки мостовой схемы.

В мостовую цепь канала курса с помощью потенциометра $П_5$ вводится сигнал координации, пропорциональный углу крена. Обычно крен самолета вызывает его отклонение по курсу. Назначением данного сигнала координации как раз и является ликвидация отклонения летательного аппарата по курсу, вызываемого креном. Соотношение между сигналом координации и сигналом главного мостика, так же как и в предыдущем случае, может быть изменено сопротивлением $R_к$.

Уравнение напряжения на входе усилителя канала курса имеет вид

$$U_\psi = k_2\psi + \varepsilon\dot{\psi} + k_5\gamma - k_7\delta_н, \qquad (9.2)$$

где k_2 и k_5 — коэффициенты, зависящие от параметров и регулировки мостовой схемы;

ε — коэффициент, зависящий от регулировки демпфера.

Ввиду того что отклонение самолета по курсу вызывает появление крена, в канал крена вводится дополнительный сигнал координации, зависящий от угла рыскания. Этот сигнал снимается с сдвоенного потенциометра $П_1'$ и $П_1''$. Включение этих потенциометров осуществлено таким образом, что зависимость снимаемого напряжения от угла рыскания на начальном участке близка к квадратичной. При углах рыс-

кания, больших 0,5°, эта зависимость практически линейна. Следовательно, с мостовой схемы канала крена снимается напряжение

$$U_\gamma = k_4\gamma + k_1\psi - k_9\delta_э , \qquad (9.3)$$

где k_4, k_1 и k_9— коэффициенты пропорциональности.

Усилитель автопилота электрический, вибрационного типа (рис. 9.5), содержит: каскад усиления напряжения, работающий на лампе $Л_1$; каскад управления, собранный на лампе $Л_2$; фазочувстви-

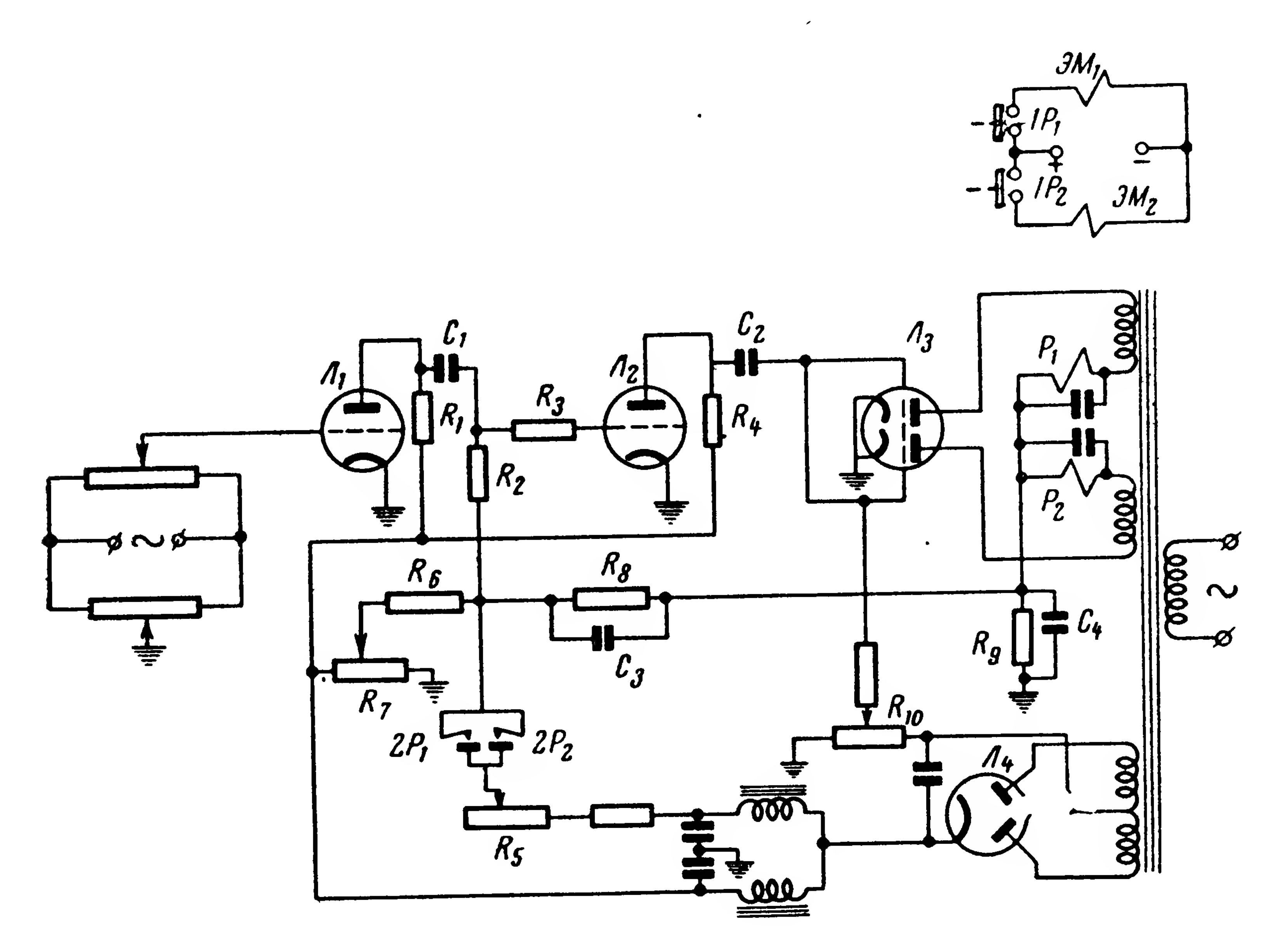


Рис. 9.5. Усилитель автопилота

тельный выпрямитель на лампе $Л_3$ и релейный усилитель мощности, включающий в себя реле P_1 и P_2.

Первый каскад усиливает напряжение, снятое с мостовых цепей. При небольших входных сигналах усилитель работает на линейном участке характеристики лампы и, следовательно, осуществляет пропорциональное усиление. Коэффициент усиления равен при этом ~50.

Каскад управления осуществляет вибрационный режим работы всего усилителя. С помощью этого же каскада производится регулировка работы схемы. Работа каскада управления заключается в следующем. В цепь сетки лампы $Л_2$ включено большое сопротивление R_3. В результате при подаче на сетку лампы положительного напряжения в цепи сетки возникает сеточный ток. Этот ток на сопротивлении R_3 создает падение напряжения, отрицательное по отношению

к катоду. Поэтому отрицательное напряжение, подведенное к лампе, усиливается, а положительное почти не усиливается. Характеристика лампы имеет вид, показанный на рис. 9.6.

На сетку лампы подается положительное напряжение регулировки чувствительности U_r. Напряжение чувствительности снимается с сопротивления R_7. Сигналы, величина которых меньше напряжения U_r, каскадом не передаются (рис. 9.6). Если сигналы больше значения U_r, то они вызывают изменение анодного тока лампы и через разделительный конденсатор C_2 на фазочувствительный выпрямитель будет подана переменная составляющая анодного напряжения. Таким

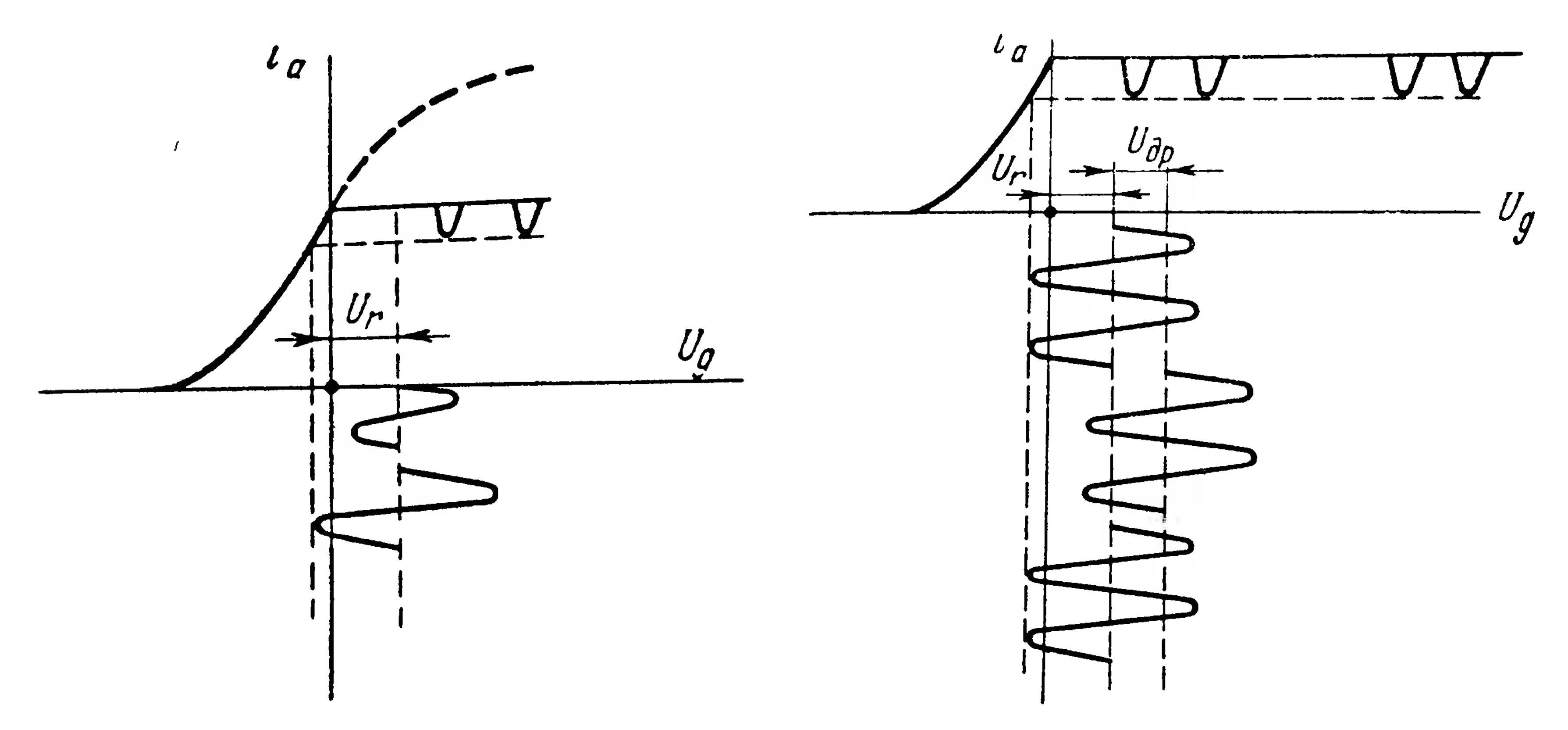


Рис. 9.6. Характеристика лампы Рис. 9.7. Работа каскада управления

образом, с помощью сопротивления R_7, которое установлено на пульте управления автопилота, можно менять зону нечувствительности усилителя.

При срабатывании реле P_1 или P_2 через контакты $2P_1$ или $2P_2$ на сетку лампы $Л_2$ подается дросселирующее напряжение $U_{др}$. Это положительное напряжение является напряжением обратной связи и определяет импульсный характер работы усилителя. Импульсный характер работы усилителя возникает тогда, когда с первого каскада подается напряжение больше, чем U_r, но меньше, чем сумма $U_r+U_{др}$. При замыкании контактов $2P_1$ или $2P_2$ на сетку лампы подается большое положительное напряжение. Переменная составляющая анодного тока лампы становится равной нулю, на фазочувствительный выпрямитель напряжение не подается и реле отпускает. В результате напряжение $U_{др}$ становится равным нулю, реле снова срабатывает и весь процесс начинается сначала (рис. 9.7). В том случае, когда сигнал на входе каскада управления больше, чем сумма $U_r+U_{др}$, импульсный характер работы схемы нарушается и контакты реле будут непрерывно находиться в замкнутом состоянии.

Напряжение дросселирования подается и снимается с сетки лампы не мгновенно, а с некоторой задержкой, которая осуществляется цепочкой R_8C_3. При замыкании контактов реле конденсатор C_3 заряжается до напряжения, при котором обеспечивается отпускание реле. Заметим, что чем больше входной сигнал усилителя, тем до большего напряжения должен зарядиться конденсатор. Следовательно, чем больше величина входного напряжения, тем большее время требуется для заряда конденсатора и тем дольше контакты реле будут в замкнутом состоянии. После размыкания контактов на сетку лампы некоторое время будет подаваться напряжение за счет разряда конденсатора C_3. Каскад управления начнет пропускать импульсы только тогда, когда

$$U_{вх_2} > U_с + U_r,$$

где $U_{вх_2}$ — входное напряжение каскада управления;

$U_с$ — напряжение на емкости.

Таким образом, чем меньше входной сигнал, тем до меньшего напряжения должен разрядиться конденсатор и тем больше для этого потребуется времени. Иными словами, чем меньше величина входного сигнала, тем больше время разомкнутого состояния контактов реле. При этом же входном напряжении с увеличением дросселирующего напряжения время разомкнутого состояния контактов реле увеличивается, а время замкнутого состояния уменьшается. Следовательно, с помощью сопротивления R_5 в некоторых пределах можно менять крутизну характеристики усилителя. Анодные цепи фазочувствительного выпрямителя питаются переменным током, подаваемым в противофазе. При отсутствии входного напряжения на сетках лампы $Л_3$ ток, протекающий в анодных цепях, недостаточен для срабатывания реле за счет отрицательного смещения, снимаемого с сопротивления R_{10}. Если входное напряжение подано, то в зависимости от фазы этого напряжения анодный ток одного из триодов увеличивается, а другого уменьшается. Это и приводит к срабатыванию соответствующего реле. При изменении фазы входного напряжения на противоположную, первое реле отпускает, а второе срабатывает.

Контакты реле $1P_1$ и $1P_2$ подают ток на рабочие электромагниты рулевой машинки, выполненной по схеме, приведенной на рис. 4.27. Вид рулевой машинки показан на рис. 9.8. Таким образом, средняя скорость выходного вала рулевой машинки в некоторых пределах пропорциональна величине напряжения, подаваемого на вход усилителя.

Аналитическое описание процессов, происходящих в усилителе и рулевой машинке, вызывает значительные трудности. Если считать в первом приближении, что скорость рулевой машинки пропорциональна подведенному к усилителю напряжению, то можно записать

$$\dot{\delta}_в = k_в U_\vartheta; \qquad \dot{\delta}_н = k_н U_\psi; \qquad \dot{\delta}_э = k_э U_\gamma.$$

Отсюда с учетом уравнений (9.1), (9.2) и (9.3) найдем

$$T_в \dot{\delta}_в + \delta_в = k_\vartheta \vartheta + k_\gamma^в |\gamma|;$$

$$T_н \dot{\delta}_н + \delta_н = k_\psi \psi + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi} + k_\gamma^н \gamma;$$

$$T_э \dot{\delta}_э + \delta_э = k_\gamma \gamma + k_\psi^э \psi;$$

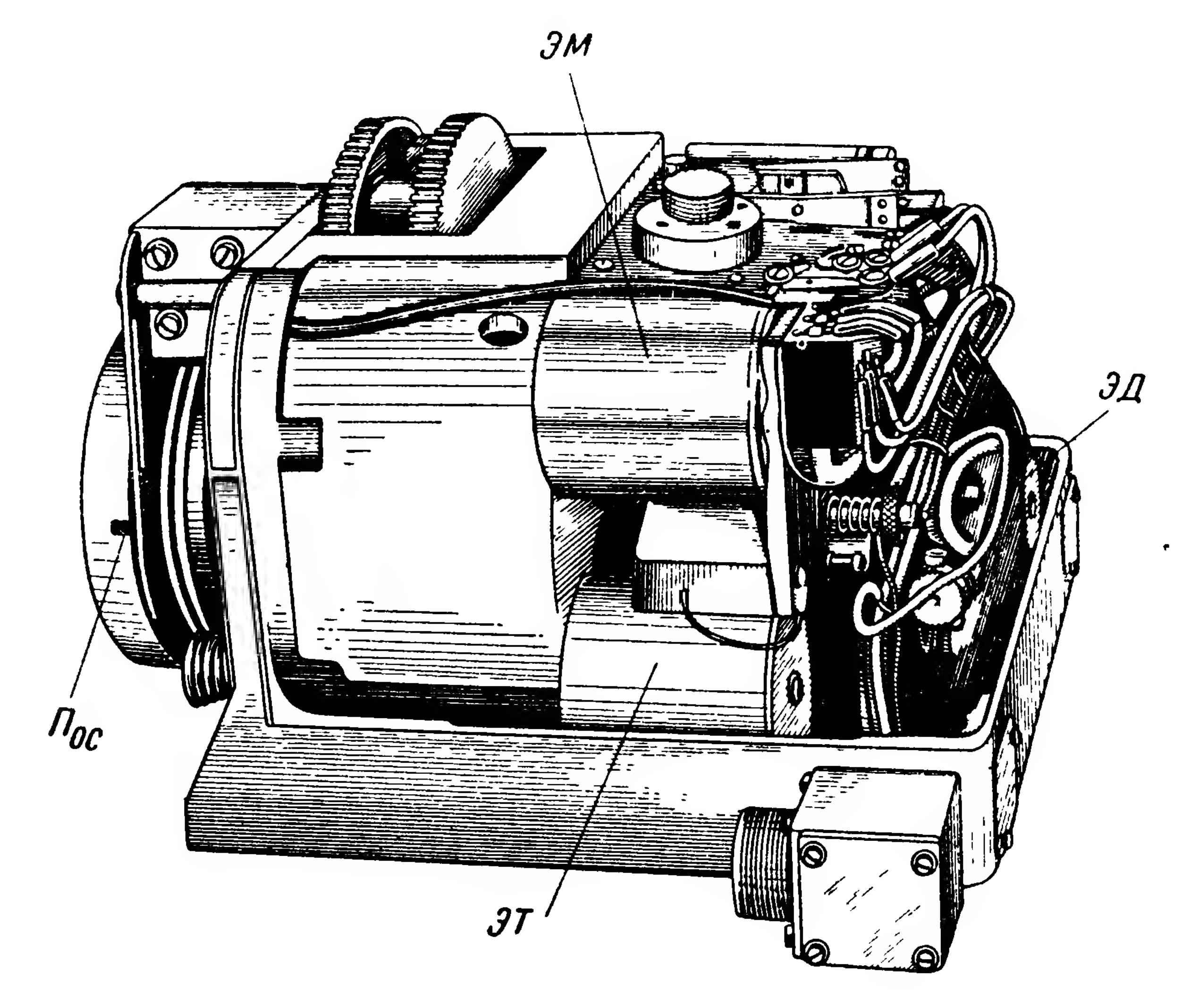


Рис. 9.8. Общий вид рулевой машинки:

ЭД — электродвигатель; ЭМ — рабочий соленоид; ЭТ — тормозной соленоид; $П_{о.с}$ — потенциометр обратной связи

где

$$T_в = \frac{1}{k_в k_8}; \quad T_н = \frac{1}{k_н k_7}; \quad T_э = \frac{1}{k_э k_9};$$

$$k_\vartheta = \frac{k_3}{k_8}; \quad k_\psi = \frac{k_2}{k_7}; \quad k_\gamma = \frac{k_4}{k_9};$$

$$k_\gamma^в = \frac{k_6}{k_8}; \quad k_\gamma^н = \frac{k_5}{k_7}; \quad k_\psi^э = \frac{k_1}{k_9};$$

$$k_{\dot{\psi}} = \frac{\varepsilon}{k_7}.$$

Более точно учет динамики рулевой машинки и усилителя может быть произведен с помощью экспериментально снятой частотной характеристики, примерный вид которой показан на рис. 4.28.

Отметим, что, несмотря на координированное управление рулями, качество стабилизации, осуществляемое данным автопилотом, невы-

соко. Это объясняется недостаточно совершенным законом регулирования, в котором отсутствуют сигналы, пропорциональные угловым скоростям летательного аппарата.

Введение в канал курса угловой скорости рыскания с помощью демпфера весьма несовершенно и не дает должного эффекта. Значительного улучшения качества стабилизации можно добиться введением в схему гироскопических датчиков угловой скорости рыскания, крена и тангажа. При этом потенциометры указанных датчиков могут быть включены в общие мостовые цепи, что и сделано в более поздних модификациях автопилота (автопилот АП-5-2М)

§ 3. СИСТЕМА СТАБИЛИЗАЦИИ САМОЛЕТА-СНАРЯДА ТИПА V-1

Старт рассматриваемого самолета-снаряда осуществлялся с помощью катапульты. Затем самолет-снаряд поднимался до заданной высоты и дальнейший полет протекал горизонтально. Курс летатель-

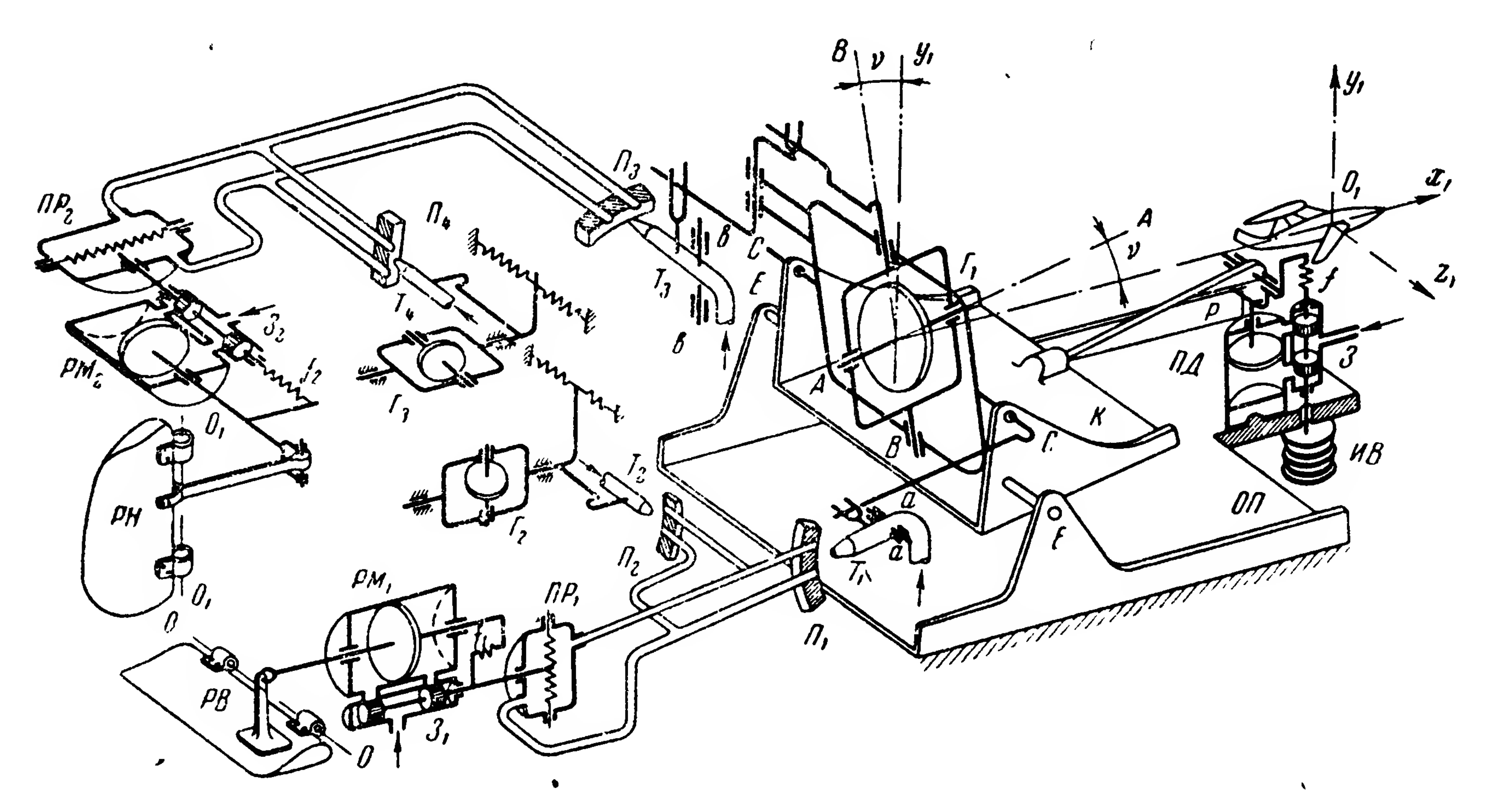


Рис. 9.9. Схема системы стабилизации самолета-снаряда

ного аппарата задавался соответствующим направлением старта. Для определения пройденного пути в носовой части объекта помещался небольшой воздушный винт, связанный со счетчиком. При достижении рассчитанного расстояния от места старта счетчик отключал двигатель и подавал команду на руль высоты. В результате самолет-снаряд переводился в пикирующий полет. Точность попадания в цель составляла величину порядка 4×4 *км* при дальности полета 250 *км*. Схема системы стабилизации самолета-снаряда приведена на рис. 9.9.

Основным элементом автопилота является гироскоп $Г_1$, обладающий тремя степенями свободы. Для того чтобы гироскоп мог реагиро-

вать на повороты летательного аппарата вокруг осей O_1y_1 и O_1z_1, а также в некоторой степени на повороты вокруг оси O_1x_1, наружную ось CC подвеса гироскопа размещают параллельно поперечной оси O_1z_1 летательного аппарата, а его главной оси AA придают наклон относительно плоскости $x_1O_1z_1$ на некоторый угол ν, равный примерно 12—15°.

При отклонении летательного аппарата от плоскости горизонта гироскоп $Г_1$, сохраняя неизменным свое положение в пространстве, произведет поворот струйной трубки T_1 вокруг оси aa, параллельной наружной оси CC подвеса гироскопа. В результате струйная трубка T_1 выйдет из нейтрального положения по отношению к приемнику $П_1$, жестко укрепленному на корпусе K гироскопа $Г_1$. Воздух, передаваемый через струйную трубку, будет поступать лишь в один заборный канал приемника, создавая тем самым перепад давлений в полостях пневматического реле $ПР_1$.

Под влиянием избыточного давления в одной из полостей пневматического реле $ПР_1$ его мембрана деформируется и тем самым перемещает золотник $З_1$ рулевой машинки $РМ_1$. Сжатый воздух, поступая теперь в рабочий цилиндр рулевой машинки, вызывает перемещение поршня, что и обусловит поворот руля высоты $РВ$ вокруг оси OO параллельной оси O_1z_1 летательного аппарата, в необходимом направлении, обеспечивающим возврат последнего к горизонтальному положению.

Для улучшения качества стабилизации в системе описываемого автопилота применяется гироскопический измеритель $Г_2$ угловой скорости поворота летательного аппарата вокруг его поперечной оси O_1z_1. Реагируя на угловую скорость поворота летательного аппарата вокруг оси O_1z_1, гироскоп $Г_2$ будет переставлять струйную трубку T_2 относительно заборных каналов приемника $П_2$, связанного с тем же самым пневматическим реле $ПР_1$, которое управляет рулевой машинкой $РМ_1$. В результате перепад давления в полостях пневмореле, а следовательно, и перемещение золотника $З_1$ оказываются пропорциональными углу отклонения летательного аппарата и его угловой скорости.

Рулевая машинка охвачена жесткой обратной связью, осуществляемой цилиндрической пружиной f_1. При перемещении поршня рулевой машинки пружина f_1 деформируется и, преодолевая силу, возникшую в результате перепада давлений в полостях пневмореле, устанавливает золотник в нейтральное положение. Таким образом, в установившемся режиме угол отклонения руля высоты $РВ$ пропорционален перепаду давлений в полостях пневмореле.

Для выдерживания полета летательного аппарата на заданной высоте в системе автопилота предусмотрена возможность поворота корпуса K гироскопа $Г_1$ вокруг оси EE по отношению к основанию прибора $ОП$, жестко укрепленному на корпусе летательного аппарата. Указанный поворот осуществляется пневматическим двигателем $ПД$,

выполненным аналогично рулевой машинке PM_1. Золотник $З$ двигателя $ПД$ связан с измерителем высоты $ИВ$. Благодаря указанному устройству при нарушении заданной высоты полета герметизированная мембранная коробка измерителя высоты $ИВ$, укрепленная на основании прибора $ОП$, вследствие изменения атмосферного давления, деформируется и тем самым перемещает связанный с ней золотник $З$ двигателя $ПД$. Рабочий поршень двигателя переместится в цилиндре и рычагом P повернет корпус K гироскопа $Г_1$ на необходимый угол в требуемом направлении по отношению к основанию прибора $ОП$.

Вместе с корпусом K совершит поворот вокруг оси EE жестко связанный с ним приемник $П_1$. Так как гироскоп, а следовательно, и струйная трубка T_1 сохраняют свое положение неизменным, возникнет перепад давлений в полостях пневматического реле $ПР_1$ и, как следствие этого, поворот руля высоты PB вокруг оси OO. Направление этого поворота будет таким, при котором летательный аппарат начнет возвращаться к заданной высоте полета. В тот момент, когда летательный аппарат достигнет заданной высоты полета, измеритель высоты поставит золотник двигателя $ПД$, а тем самым и корпус K гироскопа $Г_1$ в исходное нейтральное положение. Здесь, так же как и в системе, обеспечивающей горизонтальность полета, используется жесткая обратная связь, выполненная в виде пружинки f, связывающей между собою штоки рабочего поршня и золотника двигателя $ПД$.

Для выдерживания заданного курсового направления внутреннее кардановое кольцо гироскопа $Г_1$ с помощью системы рычагов связано со струйной трубкой T_3. Поэтому при отклонении летательного аппарата от заданного направления в азимуте гироскоп $Г_1$, сохраняя свое положение неизменным в пространстве, вызовет поворот струйной трубки T_3 вокруг оси bb и ее перемещение относительно приемника $П_3$. Возникающий при этом перепад давлений в полостях пневматического реле $ПР_2$ обусловит перемещение поршня рулевой машинки PM_2 и поворот связанного с ним руля направления PH в необходимом направлении вокруг оси O_1O_1, параллельной оси O_1y_1.

С целью обеспечения качественной стабилизации летательного аппарата на заданном курсе в системе автопилота используется второй гироскопический измеритель, реагирующий на угловую скорость поворота летательного аппарата вокруг оси O_1y_1, и введена обратная связь, выполненная в виде упругой пружинки f_2, соединяющей между собою штоки рабочего цилиндра и золотника $З_2$ рулевой машинки PM_2. Благодаря тому что внутренняя ось BB подвеса гироскопа $Г_1$ установлена под углом ν к оси O_1y_1 самолета, описанный автомат курса будет в некоторой мере осуществлять стабилизацию летательного аппарата и относительно его продольной оси O_1x_1. Действительно, при повороте летательного аппарата вокруг оси O_1x_1, гироскоп $Г_1$, главная ось AA которого установлена под углом ν к оси O_1x_1 рассматриваемого поворота, будет регистрировать и это отклонение. В результате струйная трубка T_3 получит перемещение относительно прием-

ника $П_3$, благодаря чему руль направления получит некоторое перемещение, необходимое для устранения появившегося крена.

Действительная схема автопилота несколько отличается от рассмотренной принципиальной схемы, она включает в себя ряд дополнительных элементов. Ввиду того что время полета самолета-снаряда значительно (около 25 *мин*), появляется необходимость в корректи-

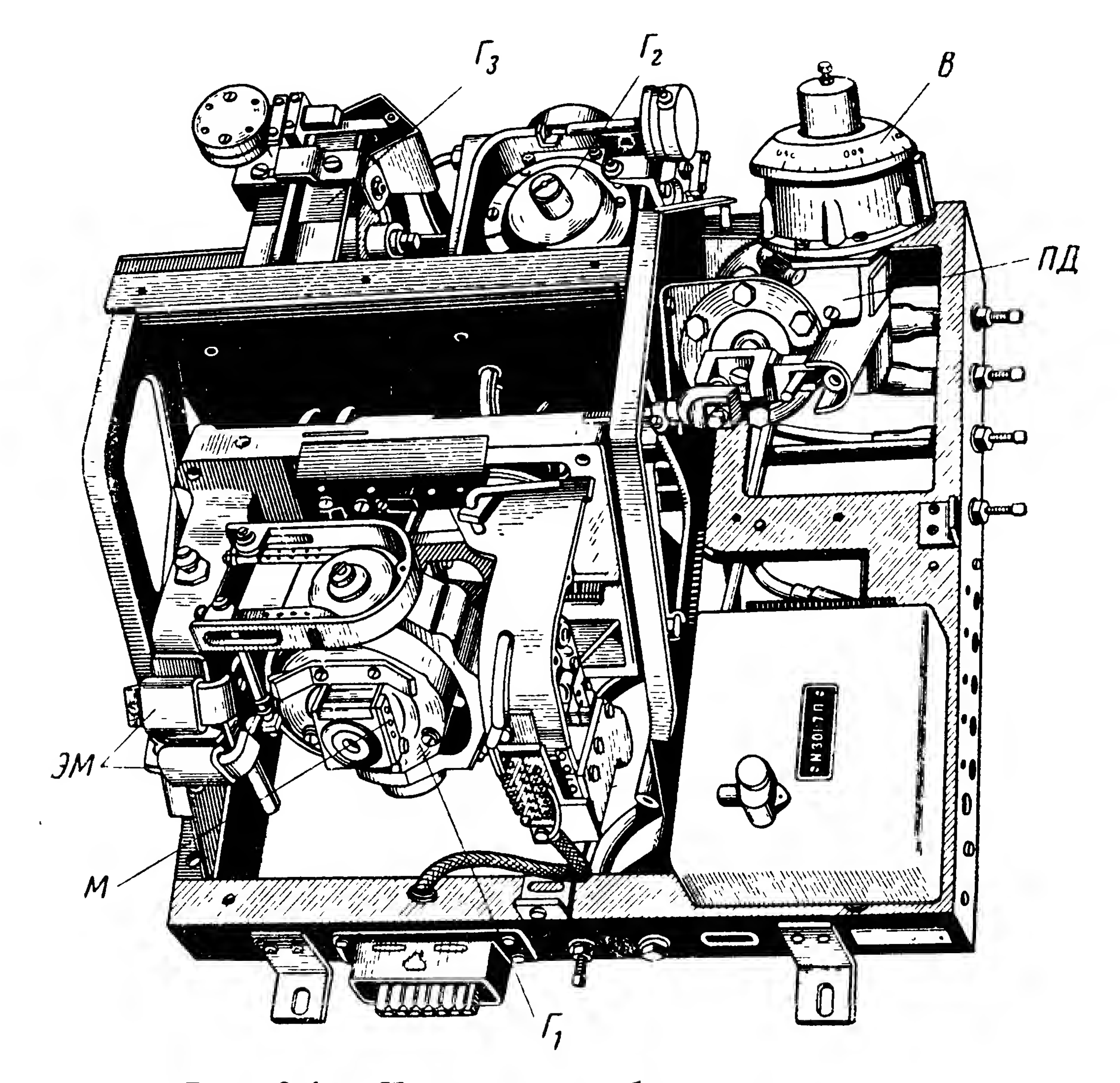


Рис. 9.10. Конструкция блока автопилота

ровании показаний трехстепенного гироскопа. Такая коррекция осуществляется в азимуте с помощью магнитного компаса. Горизонтальная коррекция гироскопа осуществляется с помощью обычного маятника.

Основные агрегаты автопилота смонтированы в виде отдельного блока, показанного на рис. 9.10. Обозначения отдельных элементов конструкции приняты те же, что и на рис. 9.9. Кроме того, на рисунке видны электромагниты *ЭМ*, которые, получая сигналы от магнитной стрелки, прикладывают к гироскопу необходимые корректирующие моменты. Маятники *М* являются чувствительными элементами в системе горизонтальной коррекции гироскопа. Необходимая высота полета устанавливается лимбом *В*.

Описанное выше взаимодействие элементов автопилота может быть представлено структурной схемой, показанной на рис. 9.11. Пользуясь последней, составим уравнения движения рассмотренной системы летательный аппарат — автопилот. В качестве заданного установившегося режима полета летательного аппарата с автопилотом будем рассматривать режим прямолинейного горизонтального полета на высоте H_0 с постоянной скоростью V_0, отсчитывая все координаты

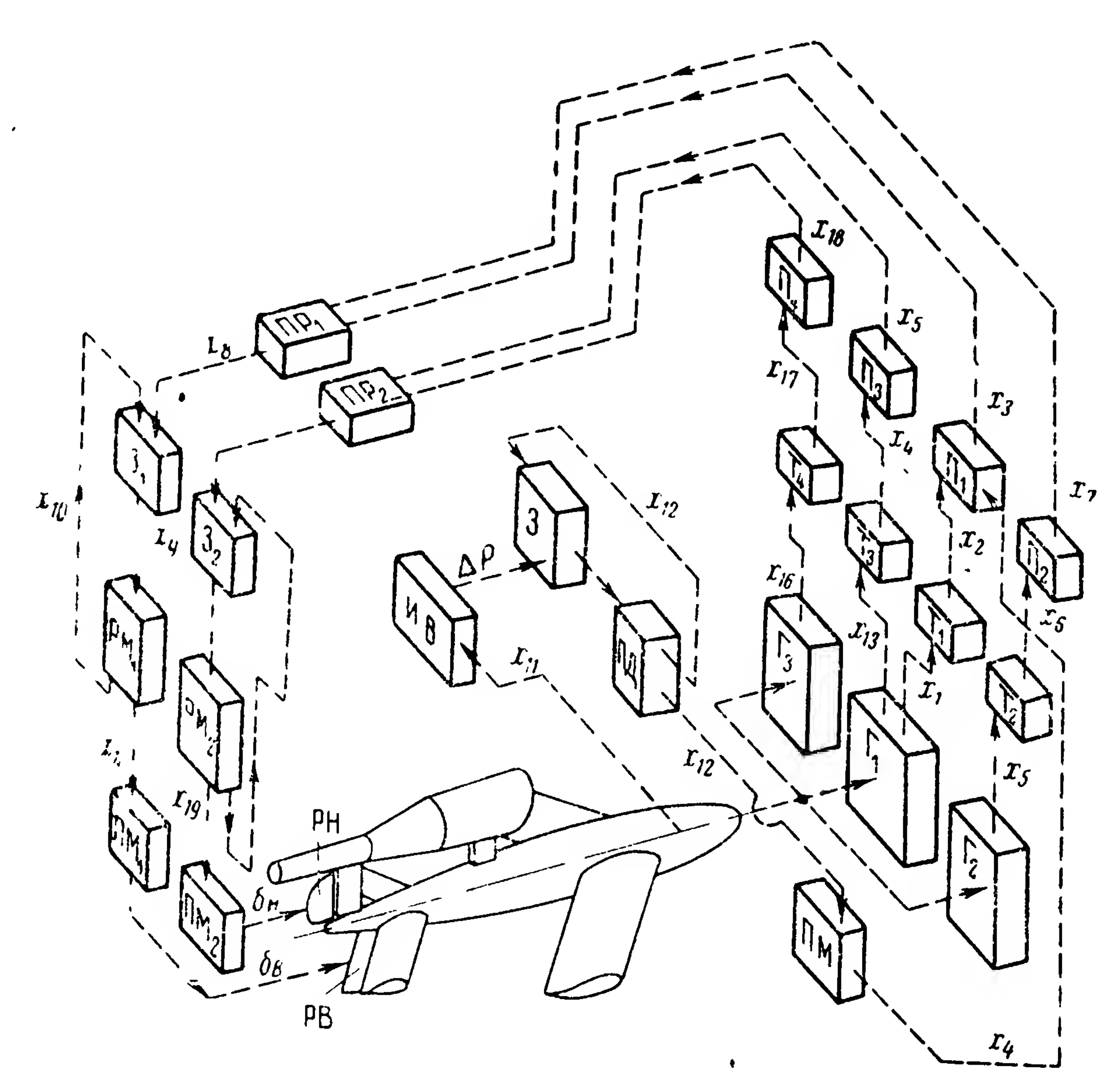


Рис. 9.11. Структурная схема автопилота

системы летательный аппарат — автопилот от значений, соответствующих этому режиму.

Как следует из описания схемы, данный автопилот предназначен для стабилизации продольного движения путем управления рулем высоты *РВ* и одновременной стабилизации курсового и кренового движений путем перестановки руля направления *РН*. Измерительные гироскопические приборы $Г_1$, $Г_2$, $Г_3$ реагируют на изменения углов ϑ, ψ и γ поворота летательного аппарата вокруг всех его трех координатных осей, а также на их производные $\dot{\vartheta}$ и $\dot{\psi}$ по времени. Кроме того, барометрический измеритель высоты отмечает отклонения ΔH высоты H полета от заданного значения. В соответствии с этим в качестве регулируемых параметров в данной схеме стабилизации можно рассматривать величины ϑ, ψ, γ и ΔH. Однако величина ΔH не содержится в исходных уравнениях объекта регулирования и поэтому

в данном случае ее неудобно использовать в качестве регулируемого параметра.

Таким образом, при анализе рассматриваемой системы желательно так преобразовать уравнения, чтобы в них входила переменная ΔH, либо выразить последнюю через другие параметры регулирования. В данном случае представляется удобным пойти по второму пути и выразить величину ΔH через переменные параметры ϑ и α. Действительно, как следует из схемы, изображенной на рис. 9.12, зависимость

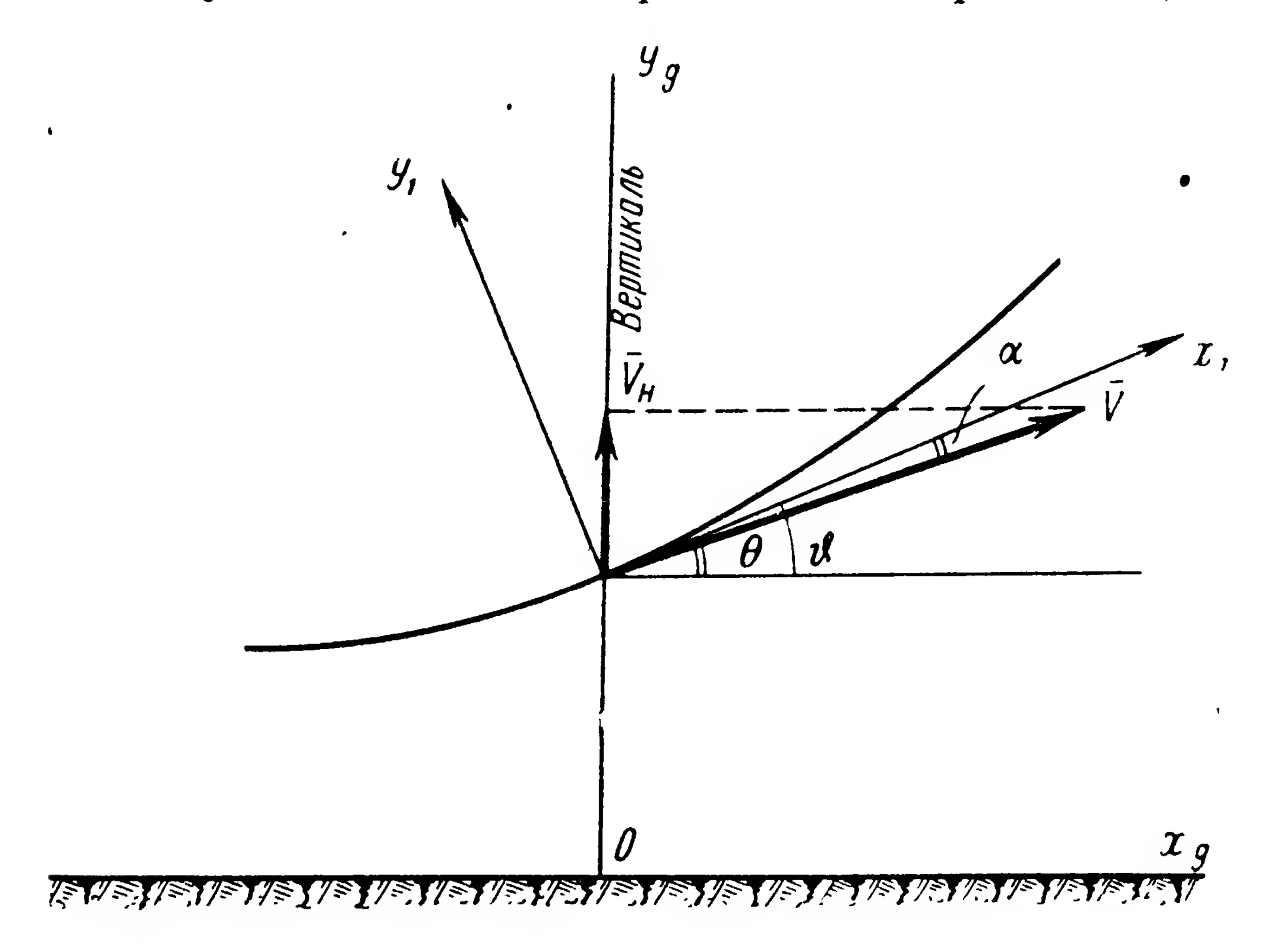


Рис. 9.12. К определению вертикальной скорости

скорости $\Delta\dot{H}$ приращения ΔH, которая равна вертикальной скорости $V_н$ летательного аппарата, может быть представлена равенством

$$V \sin \Theta = V_н = \Delta\dot{H},$$

где Θ — угол наклона траектории.

Имея в виду, что

$$\Theta = \vartheta - \alpha,$$

и полагая величины углов, входящих в последнюю формулу, малыми, имеем

$$\Delta\dot{H} = V(\vartheta - \alpha),$$

откуда, интегрируя обе части полученного равенства, получаем

$$\Delta H = V \int \vartheta \, dt - V \int \alpha \, dt. \tag{9.4}$$

Из формулы (9.4) видно, что изменения ΔH высоты полета определяются значениями интегралов от переменных ϑ и α. Таким образом,

регулируемыми параметрами, которые фигурируют в исходных уравнениях объекта регулирования, являются переменные ϑ, α, ψ и γ.

Составляя уравнение гироскопа $Г_1$, обозначим через x_1 угол поворота его относительно основания прибора *ОП* вокруг оси *СС*, принимая за положительное направление отсчета направление, соответствующее возрастанию измеряемого угла. Тогда уравнение гироскопического измерителя $Г_1$ углов ϑ отклонений летательного аппарата можем записать

$$x_1 = \vartheta. \tag{9.5}$$

Для угла x_2 поворота струйной трубки T_1 имеем

$$x_2 = k_1 x_1, \tag{9.6}$$

где k_1— коэффициент пропорциональности.

Сочетание струйной трубки T_1 и приемника $П_1$ образует устройство, выходной сигнал которого представляет собой перепад x_3 давлений, зависящий от угла поворота трубки относительно приемника. Указанное относительное угловое перемещение зависит от угла x_2 поворота трубки T_1 и угла x_4 поворота подвижного корпуса *К* прибора. Выбирая за положительное такое направление отсчета, которое соответствует возрастанию величины ΔH, можем записать

$$x_3 = k_2 (x_2 + x_4), \tag{9.7}$$

где k_2— коэффициент пропорциональности характеристики струйного устройства.

Как видно из уравнения (9.7), рассмотренный струйный элемент используется в данной схеме как суммирующее устройство, складывающее сигналы, поступающие от гироскопа $Г_1$ и измерителя высоты полета *ИВ*.

При соответствующем выборе параметров датчика угловых скоростей можно записать

$$x_5 = k_3 p \vartheta, \tag{9.8}$$

где k_3 — коэффициент пропорциональности, а x_5 представляет собой угол отклонения рамки гироскопа от равновесного, нулевого положения, отсчитываемый в направлении, соответствующем положительной угловой скорости $\dot{\vartheta}$ вращения летательного аппарата вокруг оси $O_1 z_1$.

Так как угол x_6 поворота струйной трубки T_2 связан с величиной x_5 соотношением

$$x_6 = k_4 x_5, \tag{9.9}$$

где k_4— коэффициент пропорциональности, то перепад давлений в трубках приемника x_7 по аналогии с предыдущим будет определяться формулой

$$x_7 = k_5 x_6. \tag{9.10}$$

Пневматическое реле $ПР_1$ преобразует изменения разности x_8 давлений в его полостях в линейные перемещения x_9 штока с золотника $З_1$. В связи с тем что перемещения x_9 золотника зависят от упругих сил, развиваемых не только мембранной пневмореле, но и пружиной f_1, связывающей золотник с поршнем рулевой машинки $РМ_1$, возникает необходимость при составлении уравнений указанных элементов рассматривать их движение совместно. При таком совместном рассмотрении движения пневмореле $ПР_1$, золотника $З_1$ и рулевой машинки $РМ_1$ исходными данными будут являться уравнения этих элементов. Первым из них является уравнение пневматической рулевой машинки, связывающее перемещение x_9 золотника $З_1$ с перемещениями x_{10} поршня рулевой машинки, полученное ранее в гл. IV, § 9 и в данном случае принимающее вид

$$p(T^2p^2+2\xi Tp+1)x_{10}=k_{р.\,м}x_9. \tag{9.11}$$

Положительное направление отсчета координаты x_{10} отвечает положительным перемещениям x_9 золотника.

Второе уравнение, если пренебречь инерционностью золотника и действующими на него силами сопротивления, можно записать, приравнивая приложенные к золотнику $З_1$ силы упругости и силы давления воздуха. При этом условии имеем

$$C_{1м}x_9+C_{1f}(x_9+x_{10})=S_1x_8,$$

где $C_{1м}$ — жесткость упругой мембраны пневмореле $ПР_1$;
C_{1f} — жесткость пружины f_1;
S_1 — площадь мембраны пневмореле $ПР_1$.

Кроме того, можно заметить, что перепад давлений x_8 в полостях пневмореле складывается из перепадов x_7 и x_3 в приемниках $П_1$ и $П_2$ соответственно

$$x_8=x_7+x_3.$$

Исключая из этих последних уравнений промежуточные переменные x_8 и x_9, придем к одному уравнению, связывающему перемещения x_{10} штока рулевой машинки $РМ_1$ с перепадами давлений x_7 и x_3 в следующей форме:

$$[p(T^2p^2+2\xi Tp+1)+k_{о.с}]x_{10}=k_7(x_7+x_3), \tag{9.12}$$

где

$$k_{о.с}=\frac{k_{р.\,м}C_{1f}}{C_{1м}+C_{1f}};\quad k_7=\frac{S_1k_{р.\,м}}{C_{1м}+C_{1f}}.$$

Последнее уравнение и представляет собой уравнение движения звена, состоящего из пневмореле $ПР_1$, золотника $З_1$ и рулевой машинки $РМ_1$. Отметим, что при составлении этого уравнения учитывалось лишь воздействие пружины f_1 на золотник, имеющее место при движении штока рулевой машинки, но не принималось во внимание воздействие той же пружины на поршень рулевой машинки. Последнее

объясняется тем обстоятельством, что силы, действующие на поршень рулевой машинки, практически значительно превосходят усилия пружинки f_1, в то время как силы воздушного давления, действующие на поршень золотника, соизмеримы с последними. Поэтому при составлении уравнения (9.12) и представилось возможным пренебречь прямым влиянием через пружину f_1 золотника на движение штока рулевой машинки, учитывая лишь обратное влияние рулевой машинки на золотник. Наличие и направление действия такой обратной связи показаны на структурной схеме (рис. 9.11) линией и стрелкой соответствующего направления.

Последнее в этой цепи уравнение передачи от рулевой машинки PM_1 к рулю PB высоты имеет вид

$$\delta_{в} = k_8 x_{10}\,, \tag{9.13}$$

где k_8— передаточное число механизма привода руля высоты.

Для того чтобы завершить составление уравнений системы стабилизации продольного движения, необходимо вернуться к устройству, осуществляющему поворот подвижного корпуса K гироскопического измерителя $Г_1$ в зависимости от отклонений ΔH высоты H полета от заданного номинального значения H_0. Как следует из схемы (рис. 9.9), принцип действия этого устройства аналогичен рассмотренной выше схеме в системе продольной стабилизации. Это устройство состоит из пневматического реле $ПР$, золотника $З$ и рулевой машинки PM. Поэтому совместное уравнение движения двигателя $ПД$, золотника $З$ и мембраны барометрического измерителя высоты $ИВ$ должно быть составлено исходя из тех же принципов, которые были использованы при составлении уравнения (9.10). Следуя сказанному, уравнение пневматического двигателя запишем в обычном виде

$$p\,(T_1^2 p^2 + 2\xi_1 T_1 p + 1)\, x_{12} = k_{р.м_1}\, x_{11}\,, \tag{9.14}$$

где x_{12}— перемещение штока двигателя;

x_{11}— перемещение золотника.

Необходимо заметить, что все пневматические рулевые машинки, применяемые в автопилоте, аналогичны по конструкции, однако коэффициенты уравнения (9.11) не совпадают с коэффициентами уравнения (9.14). Это объясняется тем, что в последнем случае нагрузка на рулевую машинку не имеет существенного значения. Кроме того, рулевые машинки, осуществляющие перемещение руля, имеют больший момент инерции, чем двигатель, осуществляющий поворот корпуса гироскопа $Г_1$.

Уравнение движения золотника $З$ связывает его перемещение x_{11} с изменением Δp давления, действующего на мембранную коробку измерителя $ИВ$ высоты. Это уравнение получается приравниванием упругих сил и сил статического атмосферного давления

$$C_{м}\, x_{11} + C_f\,(x_{11} + x_{12}) = S\Delta p\,,$$

где $C_м$ — жесткость упругой мембранной коробки измерителя высоты *ИВ*;
C_f — жесткость пружины f;
S — площадь мембраны измерителя *ИВ*.

Следующим из необходимых равенств, характеризующих взаимосвязь между элементами рассматриваемого устройства, является соотношение между отклонениями Δp атмосферного давления и отклонениями ΔH высоты H полета от ее номинального значения H_0. Это соотношение имеет вид

$$\Delta p = k_{10}\,\Delta H\,.$$

Исключая из трех последних уравнений промежуточные переменные x_{11} и Δp и принимая во внимание соотношение (9.4), получим уравнение, описывающее движение автомата высоты,

$$[p\,(T_1^2 p^2 + 2\,\xi_1 T_1 p + 1) + k_{о.с_1}]\,x_{12} = k_н\left(\int \vartheta dt - \int \alpha dt\right), \qquad (9.15)$$

где

$$k_{о.с_1} = \frac{C_f k_{р.м_1}}{C_м + C_f}\,; \qquad k_{11} = \frac{S k_{10}\cdot k_{р.м} V_0}{C_м + C_f}\,.$$

И, наконец, должно быть учтено равенство

$$x_4 = k_{12}\,x_{12}\,, \qquad (9.16)$$

связывающее угол x_4 поворота корпуса *К* прибора с перемещением x_{12} штока серводвигателя *СД*. Объединяя теперь вместе уравнения (9.5)—(9.16), получим следующую систему уравнений, описывающих продольное движение рассматриваемого летательного аппарата с автопилотом:

$$x_1 = \vartheta\,;$$

$$x_2 = k_1\,x_1\,;$$

$$x_3 = k_2\,(x_2 + x_4)\,;$$

$$x_5 = k_3 p\vartheta\,;$$

$$x_6 = k_4\,x_5\,;$$

$$x_7 = k_5\,x_6\,;$$

$$[p\,(T^2p^2 + 2\,\xi T p + 1) + k_{о.с}]\,x_{10} = k_7\,(x_7 + x_3)\,;$$

$$\delta_в = k_8\,x_{10}\,;$$

$$[p\,(T_1^2 p^2 + 2\,\xi_1 T_1 p + 1) + k_{о.с_1}]\,x_{12} = k_н\left(\int \vartheta dt - \int \alpha dt\right);$$

$$x_4 = k_{12} x_{12}$$

или после элементарных преобразований:

$$[p(T^2p^2+2\xi Tp+1)+k_{о.\,с}]\,\delta_в = k_7k_8[k_3k_4k_5p\vartheta + k_2(k_1\vartheta + x_4)];$$

$$[p(T_1^2p^2+2\xi_1T_1p+1)+k_{о.\,с_1}]\,x_4 = k_{11}k_{12}\left(\int\vartheta dt - \int\alpha dt\right).$$

При составлении уравнений системы стабилизации бокового движения летательного аппарата примем во внимание, что рычажный механизм, осуществляющий перемещение струйной трубки T_3, сконструирован, как видно из рис. 9.9, таким образом, что регистрирует угол поворота внутренней рамки гироскопа относительно наружной. Поэтому за выходную переменную гироскопического измерителя $Г_1$ примем величину x_{13} указанного угла поворота. Для того чтобы получить уравнение гироскопа $Г_1$, связывающее выходную переменную x_{13} с параметрами регулирования ψ и γ, обратимся к рис.9. 13, изображающему взаимное расположение осей подвеса гироскопа и координатных осей летательного аппарата. Из этой схемы следует, что при малых углах ψ и γ отклонений летательного аппарата соответственно вокруг осей O_1y_1 и O_1x_1 угол x_{13} поворота гироскопа вокруг оси BB подвеса внутреннего карданового кольца относительно наружного определяется равенством

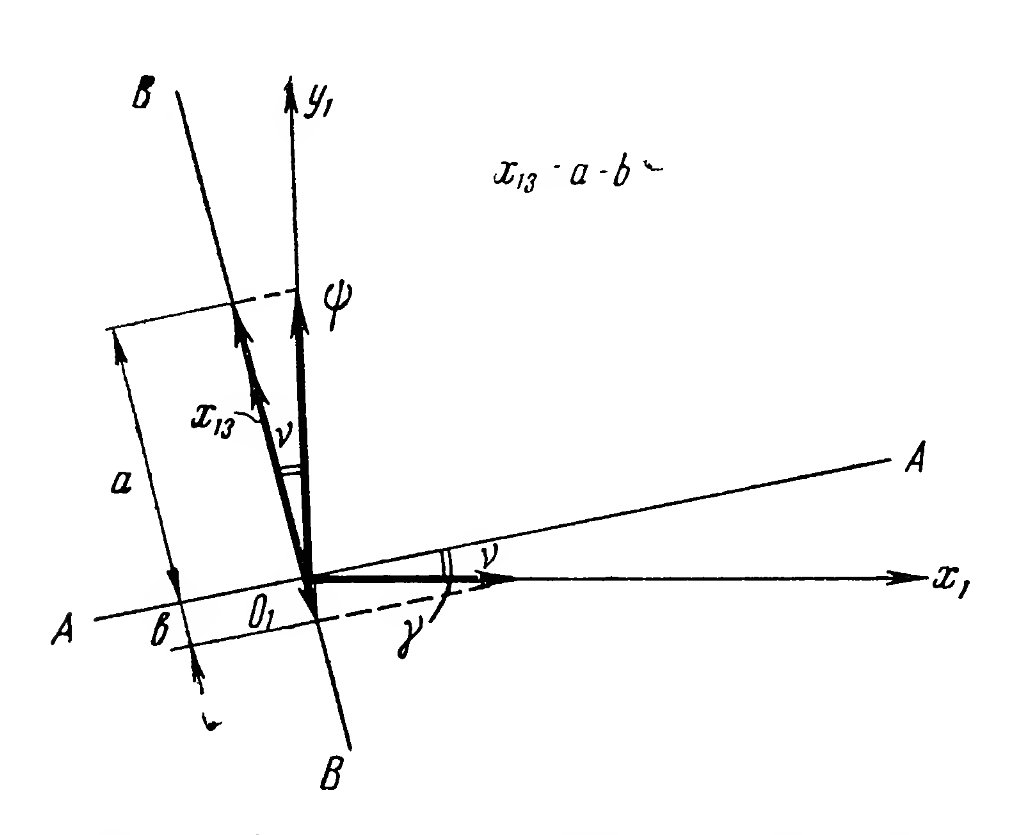


Рис. 9.13. К определению величины

$$x_{13} = \psi\cos\nu - \gamma\sin\nu, \tag{9.17}$$

которое и представляет собой уравнение гироскопического измерителя $Г_1$ в цепи стабилизации бокового движения.

Составление уравнений остальных элементов этой части схемы во многом аналогично процессу составления полученных выше уравнений системы продольной стабилизации. Угол x_{14} поворота струйной трубки T_3 выразится через угол x_{13} поворота гироскопа соотношением

$$x_{14} = k_{13}x_{13}, \tag{9.18}$$

где k_{13} — коэффициент пропорциональности.

Для перепада x_{15} давлений в приемнике $П_3$ имеем

$$x_{15} = k_{14}x_{14}, \tag{9.19}$$

где k_{14}— коэффициент пропорциональности характеристики струйного устройства.

Уравнение гироскопического измерителя $Г_3$ угловых скоростей рыскания летательного аппарата запишем в следующем виде:

$$x_{16} = k_{15} p \psi. \qquad (9.20)$$

Уравнение, связывающее выходную переменную x_{16} последнего звена, представляющую собой угол поворота рамки гироскопа, с углом x_{17} поворота струйной трубки T_4, запишется в виде

$$x_{17} = k_{17} x_{17} \qquad (9.21)$$

и уравнение приемника $П_4$ в виде

$$x_{18} = k_{17} x_{17}, \qquad (9.22)$$

где x_{18}— перепад давлений, создаваемый в приемнике $П_4$.

Так как пневмореле $ПР_2$, золотник $З_2$ и рулевая машинка $РМ_2$ с обратной связью представляют собой совокупность звеньев, аналогичную рассмотренной выше в системе продольной стабилизации, то можно по аналогии с выражением (9.12) записать уравнение, связывающее выходную координату x_{19} рулевой машинки $РМ_2$ с входными перепадами давлений x_{15} и x_{18}:

$$[p(T_2^2 p^2 + 2\xi_2 T_2 p + 1) + k_{о.\,с_2}]\, x_{19} = k_{18}(x_{15} + x_{18})$$

с обозначениями, аналогичными упоминавшимся в равенстве (9.12).

И, наконец, для передаточного механизма $ПМ_2$ можем записать

$$\delta_н = k_{19} x_{19}, \qquad (9.23)$$

где k_{19}— передаточное число механизма.

Объединяя теперь вместе уравнения (9.17)—(9.23), получим следующую систему уравнений, описывающих уравнения автопилота в боковом движении летательного аппарата:

$$x_{13} = \psi \cos \nu - \gamma \sin \nu;$$

$$x_{14} = k_{13} x_{13};$$

$$x_{15} = k_{14} x_{14};$$

$$x_{16} = k_{15} p \psi;$$

$$x_{17} = k_{16} x_{16};$$

$$x_{18} = k_{17} x_{17};$$

$$[p(T_2^2 p^2 + 2\xi_2 T_2 p + 1) + k_{о.\,с_2}]\, x_{19} = k_{18}(x_{15} + x_{18});$$

$$\delta_н = k_{19} x_{19},$$

откуда

$$[p(T_2^2 p^2 + 2\xi_2 T_2 p + 1) + k_{о.\,с_2}]\, \delta_н =$$
$$= k_{18} k_{19} [k_{13} k_{14} (\psi \cos \nu - \gamma \sin \nu) + k_{15} k_{16} k_{17} p \psi]$$

или

$$[p(T_2^2p^2 + 2\xi_2T_2p + 1) + k_{\text{о. с}_2}]\,\delta_\text{н} = k[\psi + \cos\nu + T_{\dot\psi}\,p\psi - \sin\nu\,\gamma],$$

где

$$k = k_{18}k_{19}k_{13}k_{14};$$

$$T_{\dot\psi} = \frac{k_{15}k_{16}k_{17}}{k_{13}k_{14}}.$$

§ 4. СИСТЕМА СТАБИЛИЗАЦИИ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ

Баллистическая ракета типа V-2 управляется на активном участке траектории полета, к концу которого центр тяжести ракеты должен достичь на заданной траектории определенной точки B (рис. 9.14)

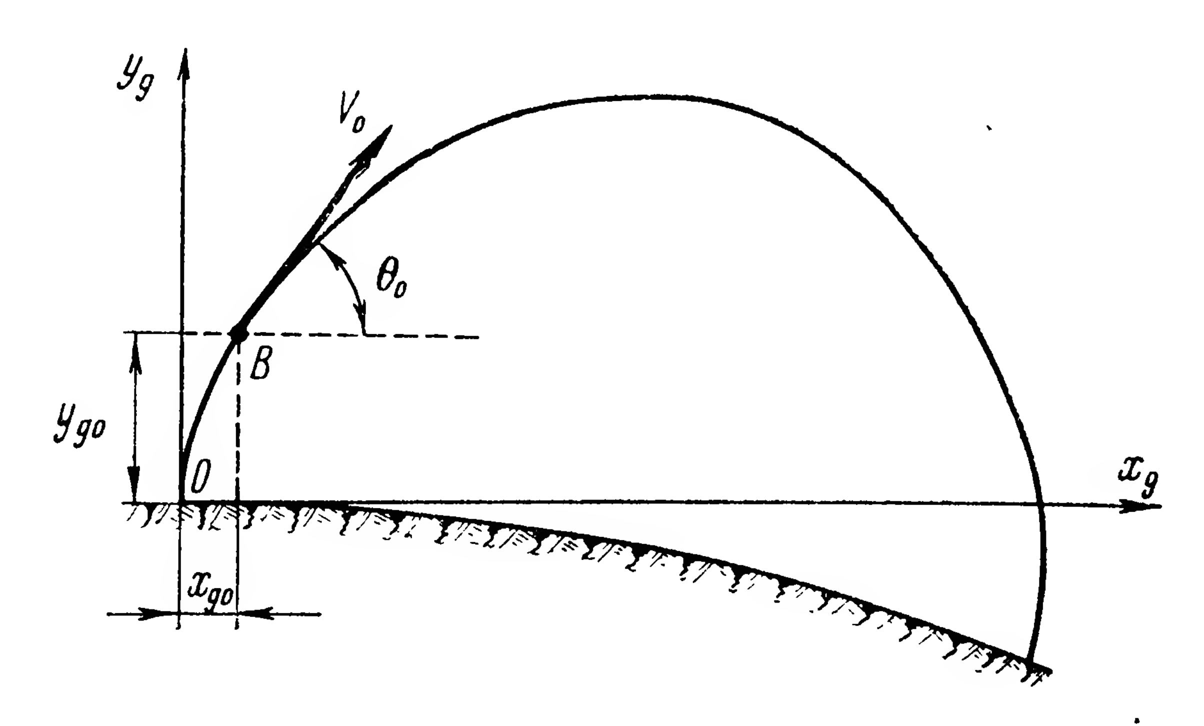


Рис. 9.14. Траектория баллистической ракеты

с координатами x_{g0} и y_{g0}. К этому моменту времени (примерно через 60 *сек* после старта) ракета должна приобрести определенную скорость движения $\overline{V}_0$, зависящую от требуемой дальности стрельбы. Вектор этой скорости должен быть совмещен с плоскостью стрельбы x_gOy_g и составлять с осью Ox_g угол Θ_0, равный примерно 40—45°. По достижении снарядом точки B автопилот и двигатель выключаются, после чего он продолжает движение как свободное тело. Таким образом, система стабилизации должна работать только на незначительной части траектории от точки O старта до точки B конца ее активного участка. При этом автопилот должен не только стабилизировать ракету в первоначально заданном направлении полета, но и управлять ею в плоскости стрельбы. Ракета, стартующая вертикально, под углом 90° к горизонту, должна постепенно изменять угол наклона траектории до значения 40—45°. Точность стабилизации должна быть высокой. Так, при отклонении летательного аппарата по курсу на 1°, при дальности полета 250 *км* отклонение ракеты от цели составляет величину

4—5 *км*. Меньшие требования предъявляются к точности стабилизации по тангажу.

Как известно*, при сравнительно небольших скоростях полета дальность полета тела, брошенного под углом Θ_0 к горизонту, приближенно может быть вычислена по формуле

$$L = \frac{V_0^2}{2g} \sin 2\Theta_0,$$

где V_0— скорость брошенного тела;

g — ускорение силы тяжести.

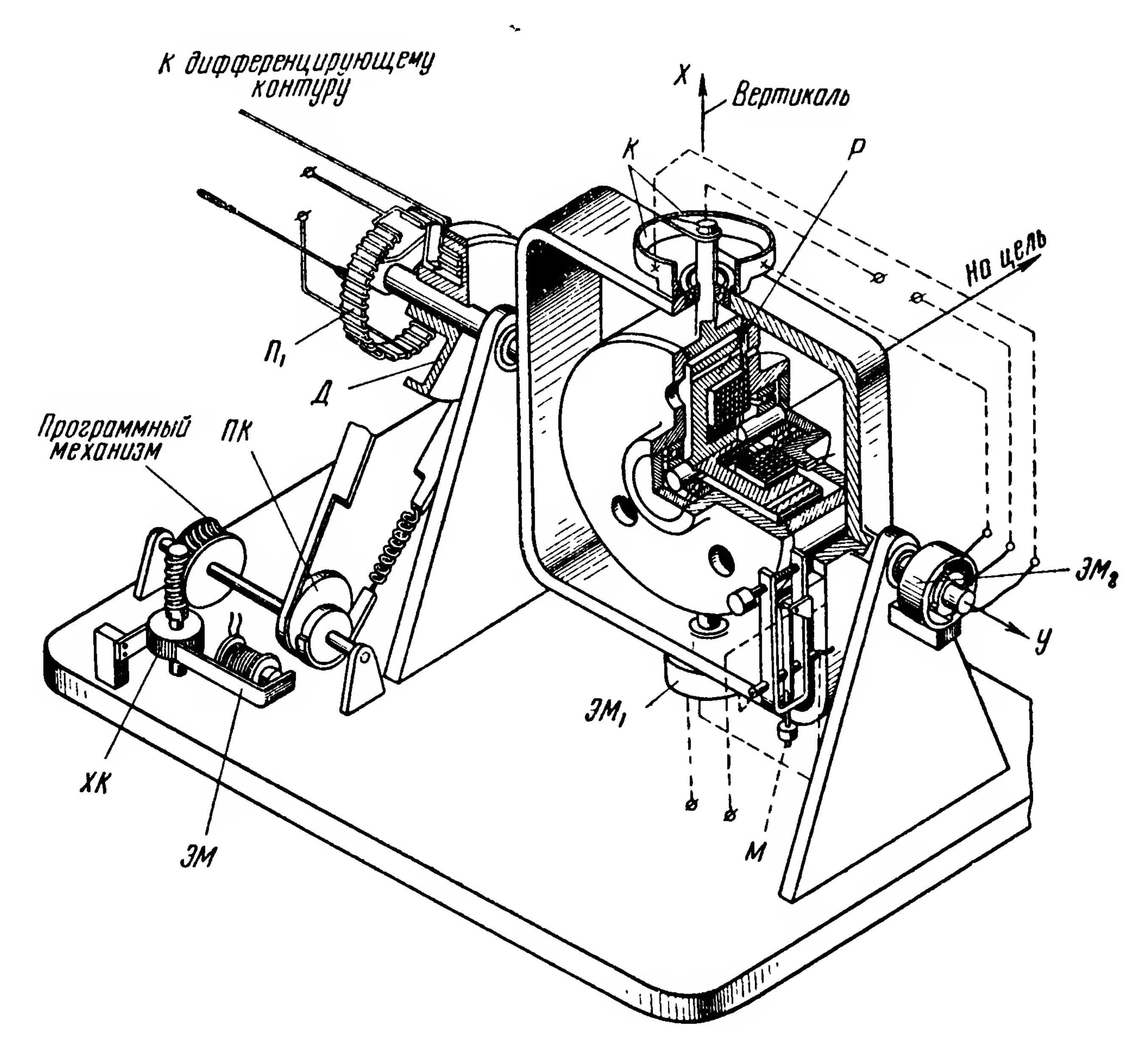


Рис. 9.15. Устройство горизонта

Функция $L = f(\Theta_0)$ при значениях углов Θ_0, близких к 45°, имеет малую кривизну. Поэтому изменение Θ_0 в небольших пределах не изменяет существенно дальность полета. Так, например, если вместо расчетного угла наклона траектории $\Theta_0=45°$, обеспечивающего дальность полета 250 *км*, в конце активного участка траектории будет $\Theta_0=44°$, это даст отклонение по дальности примерно 150 *м*.

В отличие от телеуправляемых и самонаводящихся управляемых снарядов требования к точности стабилизации крена в рассматривае-

* Феодосьев В. И., Синярев Г. Б. Введение в ракетную технику. Оборонгиз, 1961, стр. 280.

мой системе достаточно высокие. В противном случае, поворот летательного аппарата относительно продольной оси вследствие программного управления рулем высоты будет приводить к отклонению ракеты от заданного курса.

В качестве чувствительных элементов системы стабилизации используются два трехстепенных гироскопа: «горизонт» и «вертикант», схема расположения которых на летательном аппарате показана на рис. 4.4. Устройство «горизонта» показано на рис. 9.15. В кожухе, являющимся внутренним кольцом карданного подвеса, вращается ротор гироскопа *Р*. Ротор гироскопа одновременно является ротором асинхронного двигателя, обмотка статора которого питается переменным током с частотой 500 *гц*. Прибор включается в работу за некоторое время перед стартом и ротор гироскопа с помощью корректирующего устройства принимает необходимую ориентировку относительно Земли. Положение наружной рамки гироскопа корректируется с помощью маятника *М*. При отклонении оси гироскопа *xx* от вертикали маятник *М* замкнет соответствующий контакт и на обмотку поляризованного электромагнита $ЭМ_1$ будет подан ток. Под действием момента электромагнита гироскоп прецессирует, устанавливая свою ось вертикально.

Ось ротора гироскопа устанавливается перпендикулярно плоскости наружной рамки. Это осуществляется с помощью контактного устройства *К* и электромагнита $ЭМ_2$. При повороте ротора относительно оси *xx* замкнется один из контактов контактного устройства и на соответствующую обмотку электромагнита $ЭМ_2$ будет подан ток. Момент, приложенный электромагнитом относительно оси *yy*, возвращает ротор гироскопа в необходимое положение. В момент старта коррекция гироскопа отключается и дальнейшая работа системы происходит со свободным гироскопом.

Для обеспечения возможности поворота ракеты в плоскости стрельбы в соответствии с заданной траекторией полета, имеется программный механизм. Потенциометр $П_1$, с которого снимаются сигналы гироскопа, смонтирован не на корпусе прибора, а на диске *Д*, который может поворачиваться относительно оси *yy*. Диск *Д* с помощью ленточной тяги связан с профилированным кулачком *ПК*, приводимым во вращение шаговым мотором. Шаговый мотор состоит из электромагнита *ЭМ* с якорем и храпового колеса *ХК*. На электромагнит последовательно через равные промежутки времени подаются импульсы электрического тока. При этом якорь электромагнита притягивается, перемещает на один зуб храповое колесо и через червячную передачу поворачивает кулачок, а следовательно, и диск *Д*. Щетка потенциометра жестко связана с наружной осью гироскопа.

Таким образом, с потенциометра будет сниматься напряжение

$$U_\vartheta = k_п (\vartheta - \vartheta_{пр}),$$

где $k_п$— крутизна характеристики потенциометра;

$\vartheta_{пр}$ — значение угла тангажа, задаваемое программным механизмом;

ϑ — действительное значение угла тангажа.

Устройство «вертиканта» (рис. 9.16) в основном аналогично устройству рассмотренного выше прибора. Отличие заключается в том,

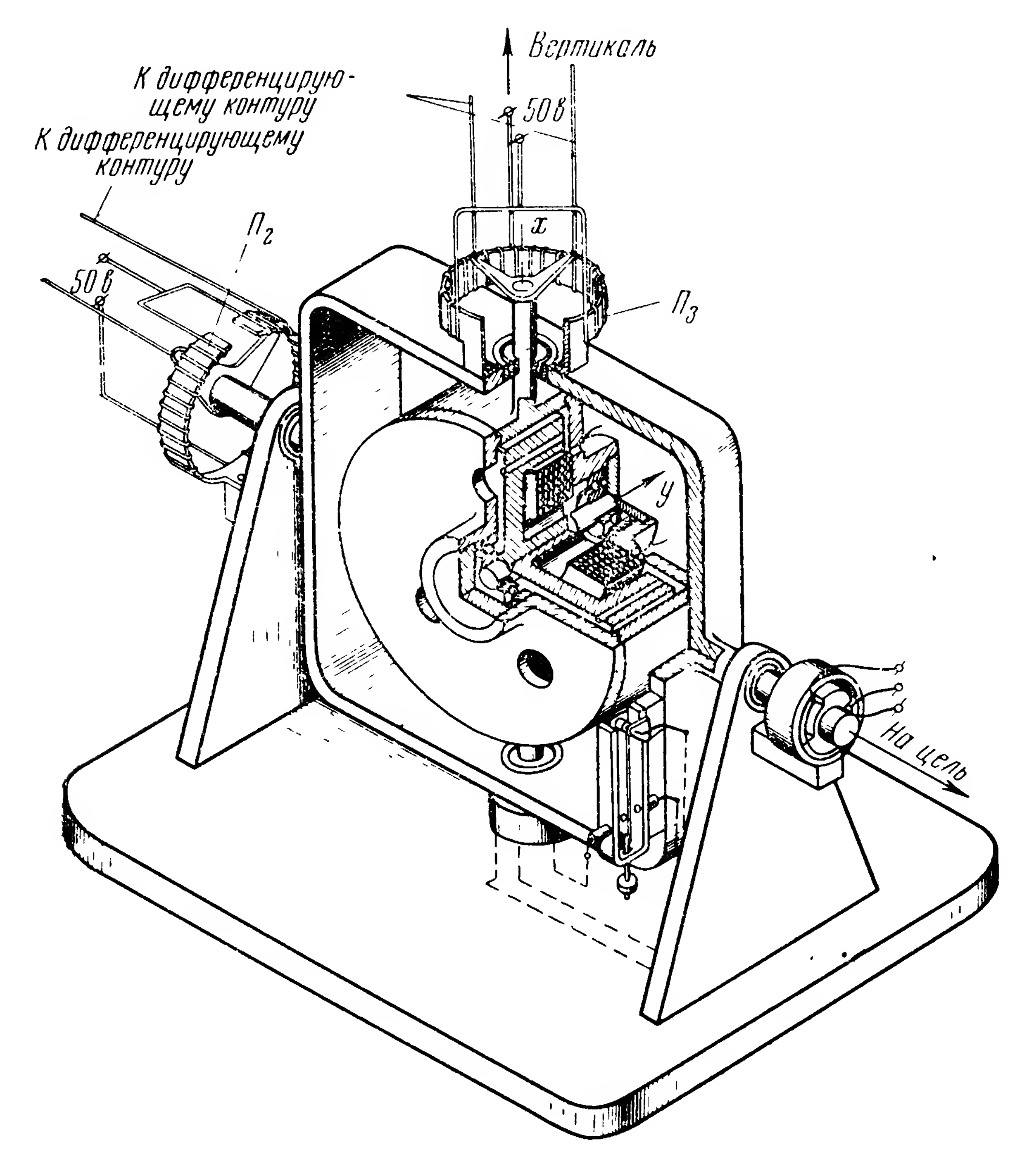


Рис. 9.16. Устройство «вертиканта»

что «вертикант» не имеет программного механизма и снабжен двумя потенциометрами. Потенциометр $П_2$ служит для получения сигналов, пропорциональных углу рыскания, а с потенциометра $П_3$ снимают сигналы, зависящие от отклонения ракеты по крену.

Напряжения, снятые с потенциометров, подаются на дифференцирующие контуры, промежуточные элементы, усилители и рулевые машинки. Рулевые машинки автопилота выполнены по схеме, показанной на рис. 4.33. Устройство рулевой машинки показано на рис. 9.17. Сигнал постоянного тока с выхода усилителя подается на обмотки

поляризованного электромагнита *ПЭ*. В зависимости от полярности напряжения якорь электромагнита *Я* поворачивается в требуемом направлении. Вместе с якорем поворачивается связанное с ним шарнирно коромысло *К*, подвешенное в корпусе рулевой машинки на плоской пружине. При повороте коромысла *К* один из золотников $З_1$

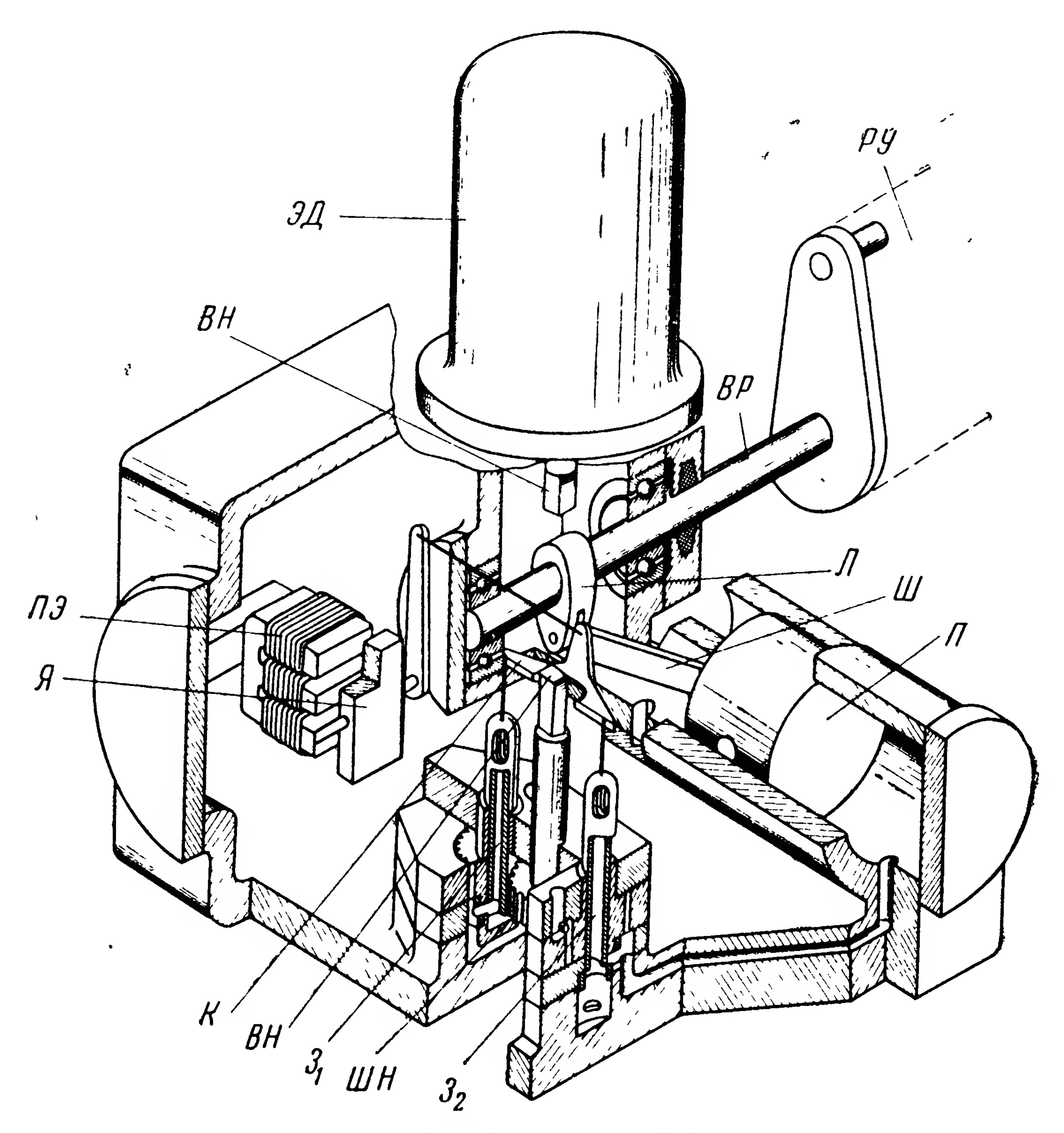


Рис. 9.17. Устройство рулевой машинки

или $З_2$ перекроет перепускное отверстие золотника. В результате масло, нагнетаемое шестеренчатым насосом *ШН*, приводимым во вращение через вал *ВН* электрическим двигателем *ЭД*, начнет поступать в полость рабочего цилиндра и перемещать его поршень *П*. Развиваемый маслом перепад давления через шатун *Ш* и кривошип *Л* будет передан на выходной вал рулевой машинки *ВР*, что и приведет к повороту руля управления *РУ*.

Рассматриваемый летательный аппарат снабжен четырьмя парами рулей. Схема расположения рулей приведена на рис. 9.18. Рули *I*, *II*, *III* и *IV*—газовые, а рули *1*, *2*, *3* и *4* — воздушные. Перед стартом

ракету устанавливают таким образом, что рули *I* и *III*, а также *1* и *3* лежат в плоскости стрельбы. Благодаря стабилизации крена такая ориентация рулей сохраняется в течение всего активного участка полета. Газовые рули *I* и *III* кинематически связаны соответственно с воздушными рулями *1* и *3* и управляются различными рулевыми машинками. При отклонении летательного аппарата по курсу рули *I—1* и *III—3* отклоняются в одну сторону. В случае возникновения крена рули *I—1* и *III—3* отклоняются в противоположные стороны. Рули *II* и *IV*, а также *2* и *4* управляют полетом ракеты в плоскости стрельбы. Эти рули должны поворачиваться одновременно на одинаковый угол и в одну сторону, будучи кинематически не связаны друг с другом. Для поворота рулей *II* и *IV* в схеме стабилизации предусмотрены отдельные рулевые машинки.

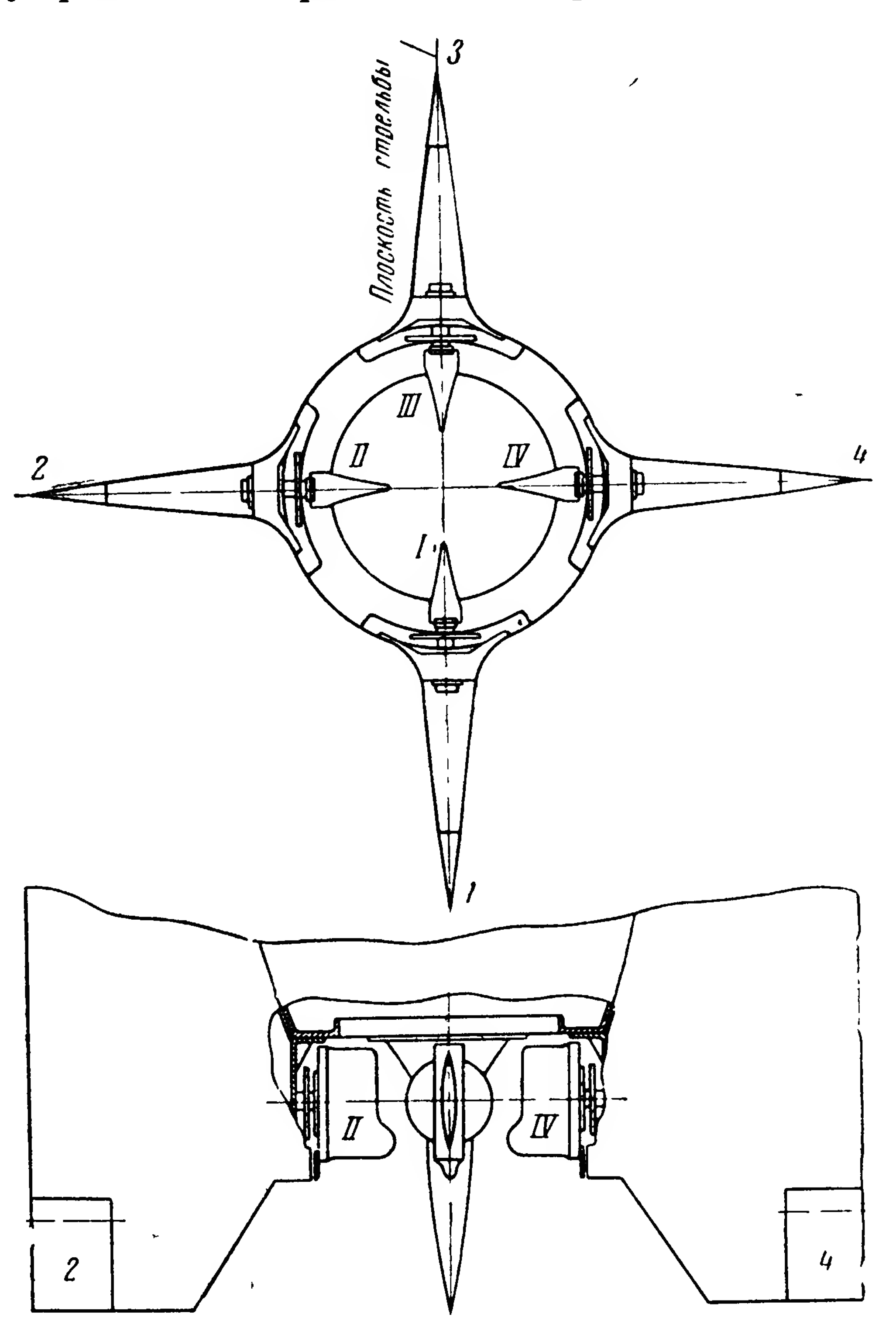


Рис. 9.18 Схема расположения газовых и воздушных рулей у баллистической ракеты

Задачу усиления сигналов, снятых с чувствительных элементов, решают промежуточные и усилительные элементы, упрощенная схема которых для канала тангажа приведена на рис. 9.19.

После двухкратного дифференцирования напряжение с выхода дифференцирующего контура поступает на модулятор. Это напряжение оказывается значительно ослабленным дифференцирующим контуром по сравнению с напряжением U_ϑ. Модулятор представляет собой мостик из четырех селеновых или купроксных выпрямителей $B_1B_2B_3$ и B_4. В одну диагональ мостика подводится переменное опорное напряжение, снятое со вторичной обмотки трансформатора $Тр_1$. Со второй диагонали через посредство трансформатора $Тр_2$ снимается модулированное напряжение. Если полупроводниковые выпрямители обладают одинаковым внутренним сопротивлением, то при отсутствии на входе модулятора напряжения U_d мостик сбалансирован и на выходе модулятора напряжение $U_м$ равно нулю. При

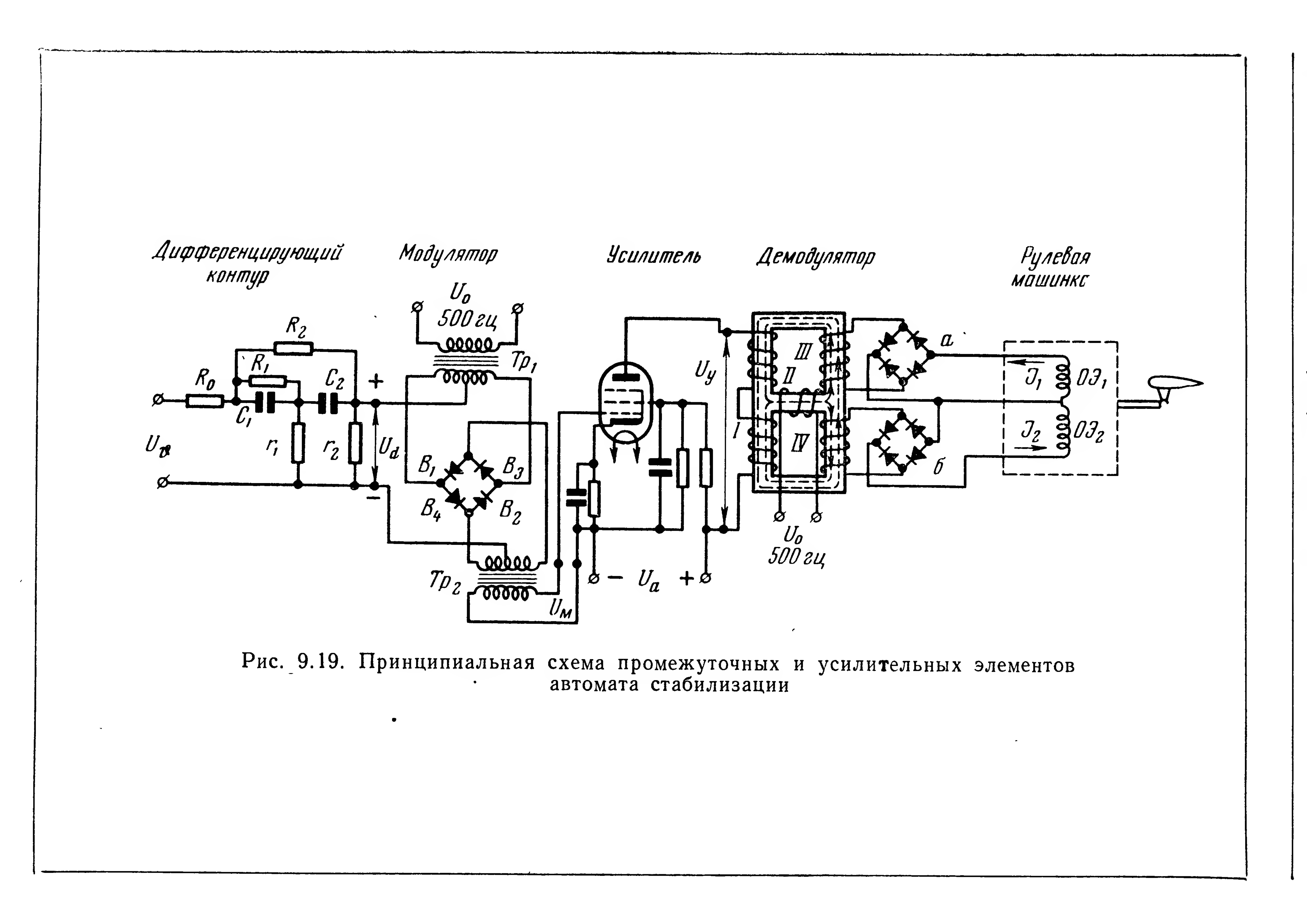


Рис. 9.19. Принципиальная схема промежуточных и усилительных элементов автомата стабилизации

подаче на вход модулятора напряжения U_d, например полярности, показанной на рис. 9.19, внутреннее сопротивление выпрямителей B_1 и B_2 возрастает, а внутреннее сопротивление элементов B_3 и B_4 уменьшается. Мост, составленный из полупроводниковых выпрямителей, разбалансируется и на его выходе появится переменное напряжение $U_м$, изменяющееся с частотой питающего напряжения $U_о$. Величина этого напряжения зависит от значения напряжения U_d. При изменении полярности напряжения U_d фаза напряжения $U_м$ изменится на противоположную. Выходной сигнал модулятора имеет весьма сложную форму. Можно показать*, что для первой гармоники выходного напряжения $U_{м_1}$ приближенно имеем равенство

$$U_{м_1} = k_м U_d,$$

где $k_м$ — коэффициент усиления модулятора.

С выхода модулятора переменное напряжение подается на обычный электронный усилитель, собранный на одной лампе. На линейном участке характеристики лампы можно считать, что

$$U_у = k_у U_{м_1},$$

где $U_у$ — напряжение на выходе усилителя;
$k_у$ — коэффициент усиления усилителя.

Демодулятор состоит из трехстержневого трансформатора $Тр_3$ и двух мостиков, составленных из полупроводниковых выпрямителей. Обмотки *I* демодулятора составляют анодную нагрузку электронного усилителя. Опорное напряжение U_0 подается на обмотку *II*. В случае отсутствия сигнала $U_у$ опорное напряжение наводит в выходных обмотках *III* и *IV* одинаковые переменные напряжения. Эти переменные напряжения выпрямляются мостиками *а* и *б*, в результате чего через управляющие обмотки поляризованного электромагнита $ОЭ_1$ и $ОЭ_2$ протекают постоянные токи I_1 и I_2, равные между собой. Обмотки электромагнита включены так, что суммарный магнитный поток этих обмоток равен нулю и якорь электромагнита неподвижен.

Если на вход демодулятора подано напряжение, то магнитный поток, с которым сцеплена одна выходная обмотка, уменьшится, а магнитный поток, сцепленный со второй выходной обмоткой, увеличится (см. рис. 9.19). В результате равенство токов I_1 и I_2 нарушится и появится разность

$$I_{эм} = I_1 - I_2.$$

Можно считать, что

$$I_{эм} = k_{дм} U_у;$$

где $k_{дм}$ — коэффициент усиления демодулятора.

* Основы автоматического регулирования. Под ред. д-ра техн. наук Солодовникова В. В. Т. II. Ч. 1. Машгиз, 1959, стр. 221—228.

Таким образом, уравнение усилительных и промежуточных элементов может быть записано в следующем виде

$$I_{эм} = k_{уп} U_d , \tag{9.24}$$

где $k_{уп} = k_м \, k_у \, k_{дм}$.

В действительности схема усилительно-преобразовательного устройства более сложная из-за элементов, осуществляющих регулировку работы схемы. Кроме того, в схеме предусматриваются устройства,

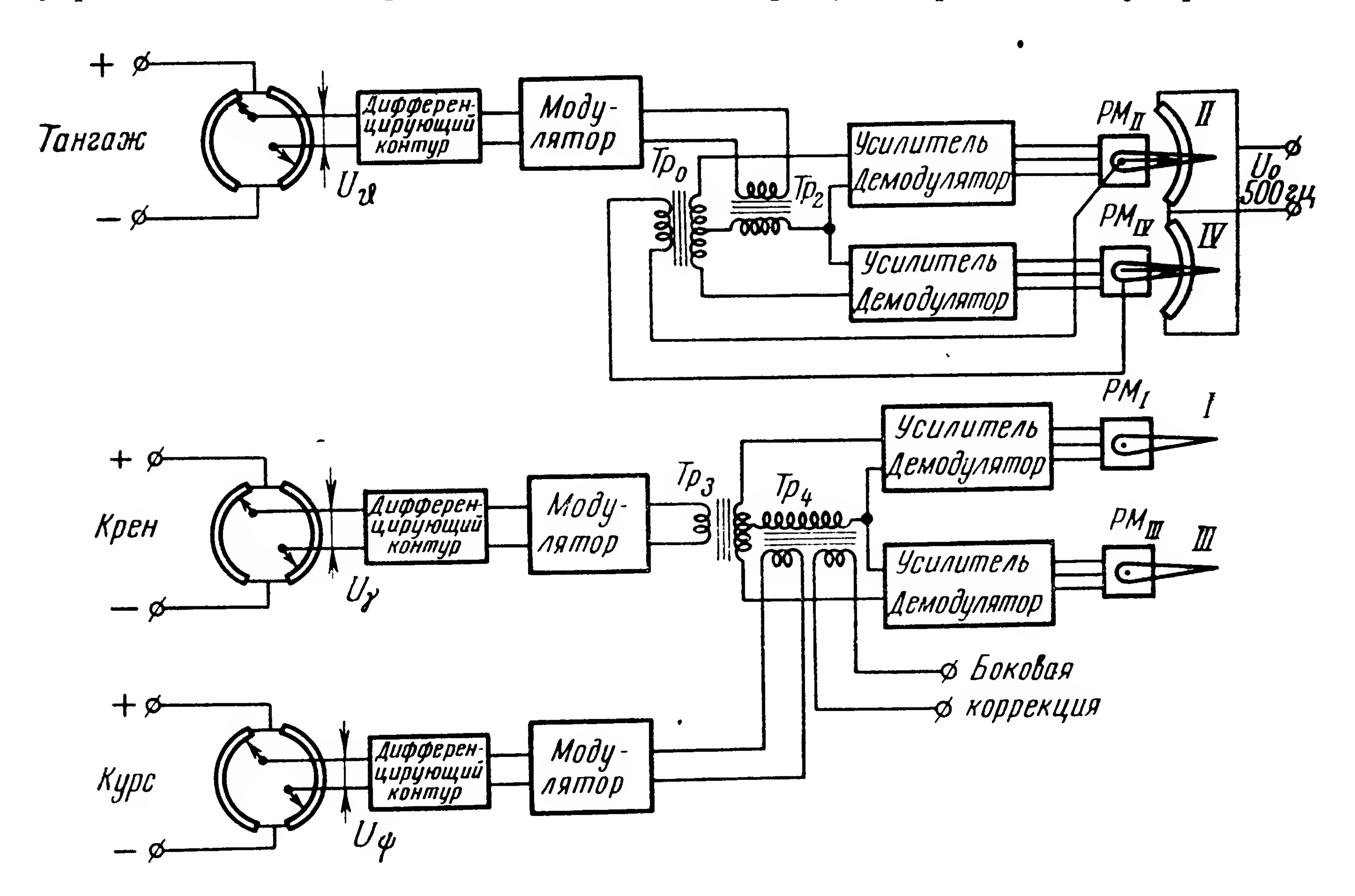


Рис. 9.20. Структурная схема автопилота

распределяющие сигналы чувствительных элементов на соответствующие рулевые машинки. Структурная схема промежуточных элементов всех трех каналов стабилизации приведена на рис. 9.20. Управление летательным аппаратом в плоскости стрельбы осуществляется рулями *II* и *IV*, приводимыми в действие отдельными рулевыми машинками. Для согласованного перемещения рулей в схеме предусмотрено устройство синхронизации. Работа этого устройства сводится к следующему. На выходном валу рулевых машинок $РМ_{II}$ и $РМ_{IV}$ укреплены движки потенциометров, включенных в мостовую схему. При синхронном перемещении рулей напряжение, снимаемое с этих движков, равно нулю. В том случае, если рули переместились на различные углы, на вторичной обмотке трансформатора $Тр_0$ появляется напряжение. На один из усилителей это напряжение подается в фазе с напря-

жением, снятым с модулятора, а на другой в противофазе. Этот дополнительный сигнал приводит к тому, что рули перемещаются в противоположные стороны до тех пор, пока рассогласование в их положении не будет ликвидировано.

При возникновении крена ракеты на усилители рулевых машинок PM_I и PM_{III} с трансформатора Tp_3 подается напряжение, причем это напряжение подается на указанные усилители в противофазе. Благодаря этому рули I и III поворачиваются в противоположные стороны. В случае отклонения ракеты по курсу напряжение на усилители подается через трансформатор Tp_4. Напряжение на усилители подается в одинаковой фазе и рули перемещаются в одну и ту же сторону. Трансформатор Tp_4 имеет еще одну вспомогательную первичную обмотку. На эту обмотку может быть подан сигнал, осуществляющий боковую коррекцию траектории летательного аппарата. При отклонении ракеты от плоскости стрельбы величина этого отклонения определяется радиосредствами или автономными приборами. В последнем случае обычно замеряется боковое ускорение, которое затем дважды интегрируется. Сигнал, пропорциональный боковому сносу, будучи подан на усилители, а затем и на рулевые машинки PM_I и PM_{III}, вызывает отклонение рулей I и III. В результате летательный аппарат возвращается в первоначальное положение. Составим уравнение автопилота. Учитывая, что все три канала стабилизации аналогичны, ограничимся рассмотрением канала тангажа.

Уравнения элементов автопилота имеют вид:

а) уравнения гироскопа с потенциометром

$$U_\vartheta = k_\text{п}(\vartheta - \vartheta_\text{пр});$$

б) уравнения дифференцирующего контура на основании выражения (4.58) запишем в следующем виде:

$$U_d = k\,\frac{T_3^2p^2+T_4p+1}{T_1^2p^2+T_2p+1}\,U_\vartheta;$$

в) уравнения рулевой машинки на основании результатов, полученных в гл. IV, § 8, имеют вид

$$(T_\text{р.м}\,p+1)\,\delta = k_\text{р.м}\,I_\text{э.м}.$$

Учитывая уравнения усилительных и промежуточных элементов (9.24) и исключая промежуточные переменные, находим

$$(T_1^2p^2+T_2p+1)(T_\text{р.м}\,p+1)\,\delta =$$
$$= k_\text{р.м}\,k_\text{п}k_\text{уп}\,k(T_3^2p^2+T_4p+1)(\vartheta-\vartheta_\text{пр})$$

или без учета динамических погрешностей дифференцирующего контура

$$(T_\text{р.м}\,p+1)\,\delta = k_\text{р.м}\,k_\text{п}k_\text{уп}\,k\,(T_3^2p^2+T_4p+1)(\vartheta-\vartheta_\text{пр}).$$

§ 5. АВТОПИЛОТ АП-15

Автопилот АП-15 предназначен для стабилизации угловых параметров движения самолета и высоты полета, кроме того, с помощью автопилота можно производить координированные развороты, выполнять набор высоты и снижение, а также восходящие и нисходящие спирали.

Автопилот полностью электрический и состоит из следующих основных элементов: гироагрегата, блока датчиков угловых скоростей и

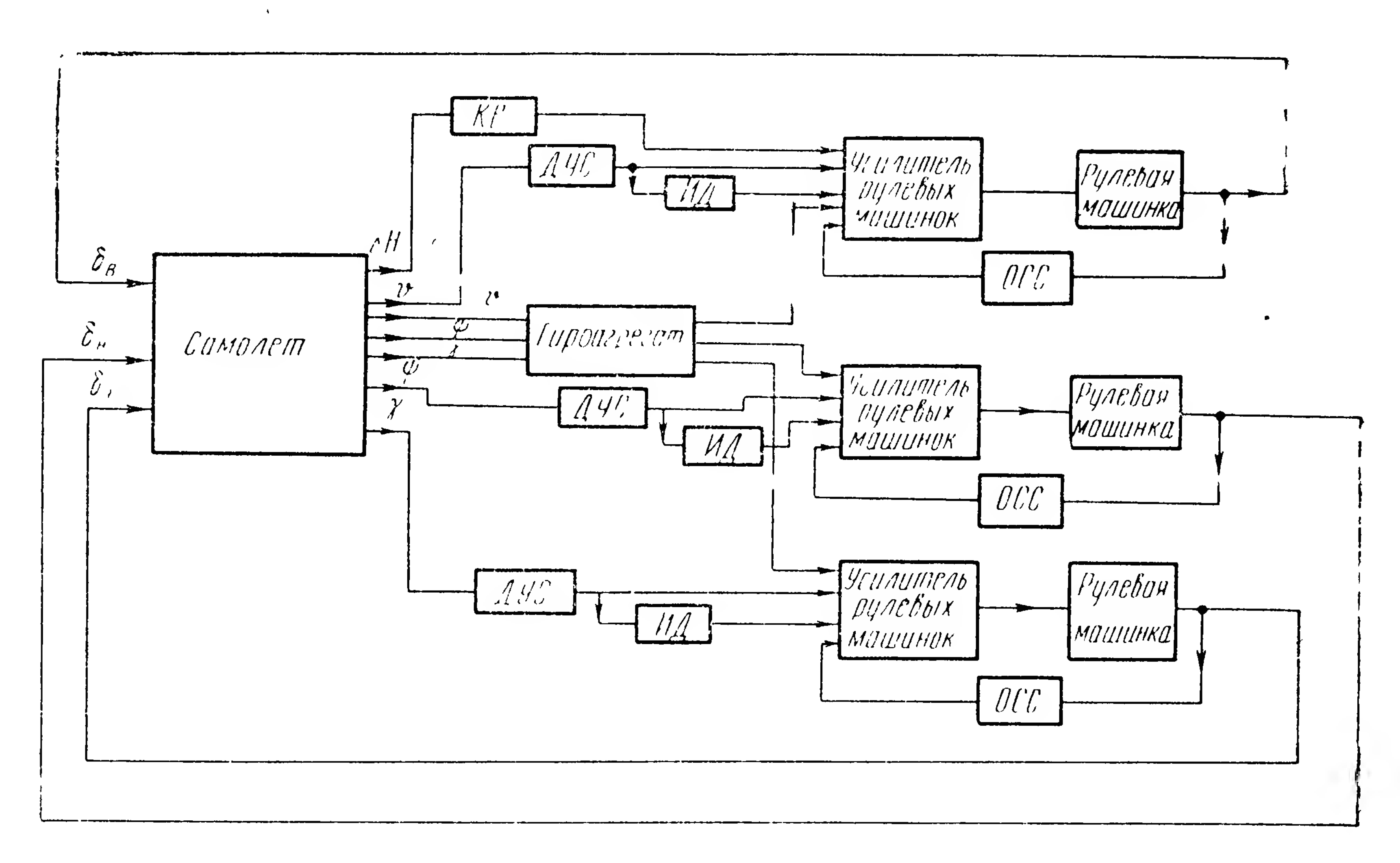


Рис. 9.21. Структурная схема автопилота АП-15 (в режиме стабилизации прямолинейного горизонтального полета)

ускорений, высотного корректора, с помощью которого производится измерение отклонения самолета от заданной высоты, усилителя, рулевых машинок и пульта управления. Взаимодействие элементов системы в режиме прямолинейного горизонтального полета показано на рис. 9.21. Гироагрегат производит измерение углов крена, тангажа и рыскания. Кроме того, в закон регулирования каждого канала вводятся сигналы, пропорциональные угловым скоростям крена, тангажа и рыскания. Измерение этих величин производится гироскопическими датчиками угловых скоростей (ДУС). С помощью индукционных датчиков в закон регулирования вводятся угловые ускорения крена, тангажа и рыскания. Корректор высоты *КВ* измеряет отклонение самолета от заданной высоты полета и преобразует это отклонение в электрический сигнал. Суммирование и усиление сигналов, сня-

тых с различных датчиков, производится усилителем рулевых машинок.

Рулевые машинки и усилители охвачены скоростной обратной связью *ОСС*. Таким образом, рассматриваемая система является системой стабилизации с введением в закон регулирования угла, угловой скорости и углового ускорения летательного аппарата.

Гироагрегат

Гироагрегат представляет собой прибор, работа которого основана на принципе силовой гироскопической стабилизации. Схема этого устройства приведена на рис. 9.22. Гироагрегат представляет собой

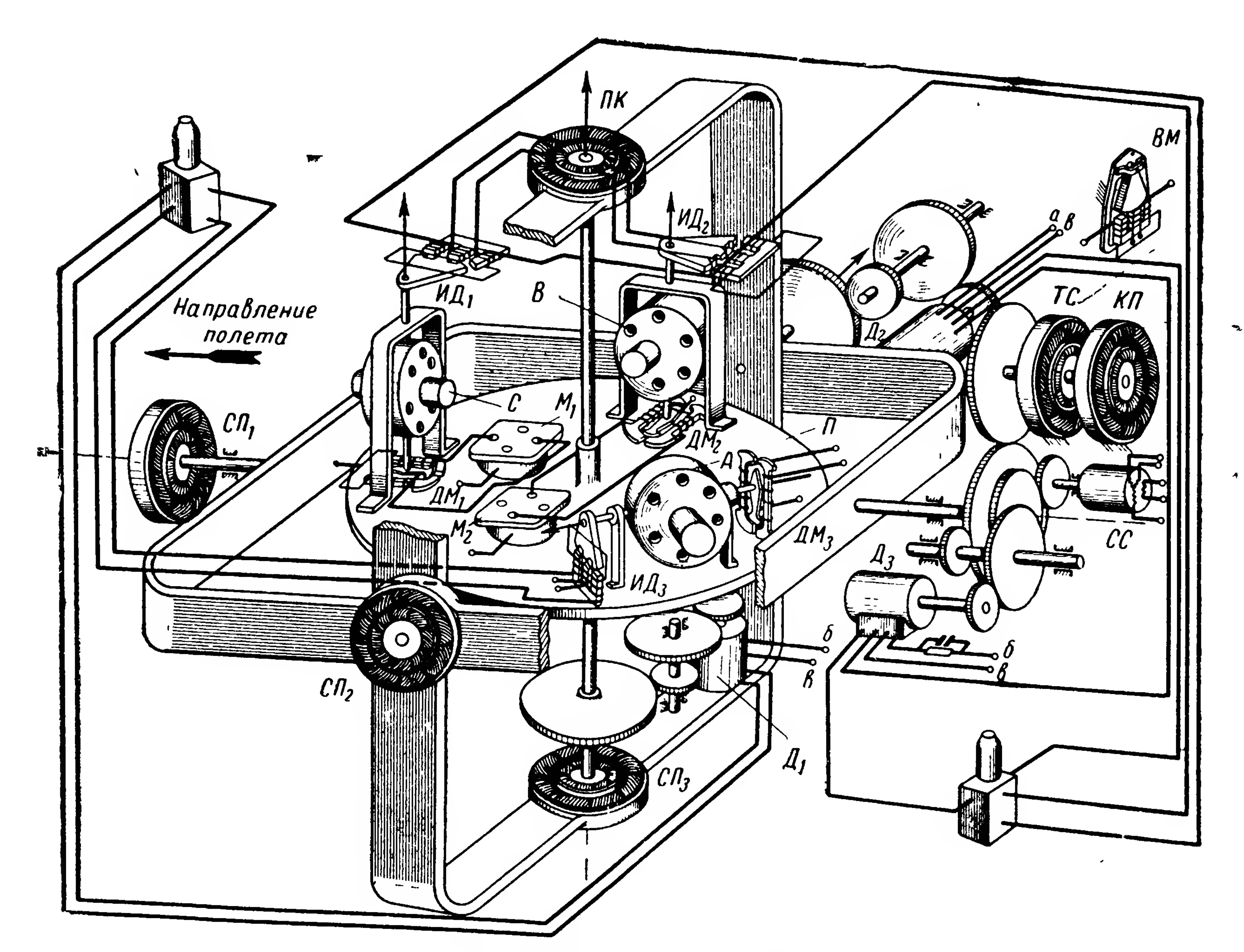


Рис. 9.22. Гироагрегат

платформу *П*, на которой установлены три интегрирующих гироскопа *А*, *В* и *С*. Оси собственного вращения гироскопов *В* и *С* расположены под углом 90° друг к другу, а ось собственного вращения гироскопа *А* лежит на биссектрисе угла между осями вращения гироскопов *В* и *С*. Гироскоп *А* управляет работой стабилизирующего двигателя $Д_1$. Двигатели $Д_2$ и $Д_3$ управляются от совместного сигнала, вырабатываемого гироскопами *В* и *С*. Сигналы с осей прецессии гироскопов снимаются с помощью индуктивных датчиков *ИД*. Распределение

управляющих сигналов от гироскопов *В* и *С* на двигатели $Д_2$ и $Д_3$ выполняется посредством преобразователя координат *ПК*.

Преобразователь координат выполнен по типу асинхронной машины с трехфазной обмоткой на статоре и двумя роторными обмотками. Оси роторной обмотки сдвинуты на 90° друг относительно друга. Очевидно, что напряжения, снимаемые с роторных обмоток сдвинуты по фазе на 90°. Статор преобразователя координат жестко связан с вертикальной рамкой карданного подвеса, а ротор прикреплен к вертикальной оси платформы. Таким образом, при повороте самолета по курсу происходит необходимое перераспределение напряжений, подаваемых на стабилизирующие двигатели $Д_2$ и $Д_3$.

В процессе работы платформа корректируется по горизонту и в азимуте. Чувствительными элементами горизонтальной коррекции служат жидкостные маятники M_1 и M_2, установленные на платформе. При отклонении платформы от горизонта маятники включают ток в соответствующие обмотки датчиков моментов $ДМ_1$ и $ДМ_2$. Под действием корректирующих моментов, приложенных к осям прецессии гироскопов *В* и *С*, платформа возвращается в первоначальное положение. Для коррекции платформы в азимуте служит датчик моментов $ДМ_3$, на обмотки которого поступают сигналы, определяемые рассогласованием между положением магнитной стрелки и положением платформы.

Съем сигналов, пропорциональных угловому отклонению самолета по курсу, крену и тангажу, осуществляется с помощью плоских сельсинов $СП_1$, $СП_2$ и $СП_3$, работающих в трансформаторном режиме.

На основании гироагрегата установлен виражный механизм, обеспечивающий при координированном развороте необходимое распределение сигналов между каналами стабилизации. Виражный механизм состоит из тангенсного счислителя *ТС*, координатного преобразователя *КП* и виражного маятника *ВМ*. Тангенсный счислитель вырабатывает электрический сигнал, поступающий при развороте в канал крена для обеспечения правильного разворота без скольжения. Разворот без скольжения будет осуществляться при таком угле крена γ_0, при котором вертикальная составляющая подъемной силы уравновешивает силу тяжести G, а горизонтальная составляющая уравновешивает центробежную силу.

На основании рис. 9.23, *а* получаем

$$Y\cos\gamma_0 = G \quad \text{и} \quad Y\sin\gamma_0 = \frac{GV_0\omega}{g},$$

где V_0— скорость полета по кругу;
ω — угловая скорость виража.

Разделив второе равенство последней системы на первое, получаем

$$\operatorname{tg}\gamma_0 = \frac{V_0\omega}{g}.$$

Таким образом, при правильном развороте продольная плоскость самолета должна проходить через направление кажущейся вертикали. Кроме того, принимая во внимание рис. 9.23, *б*, для угловых скоростей разворота имеем

$$\omega_y = \omega \cos \gamma_0 \quad \text{и} \quad \omega_z = \omega \sin \gamma_0.$$

Рис. 9.23. Схема выполнения координированного разворота

Тангенсный счислитель *ТС* (см. рис. 9.22) представляет собой вращающийся трансформатор с двумя статорными и одной роторной обмоткой (рис. 9.24). На обмотку *I* статора *С* от рукоятки разворота

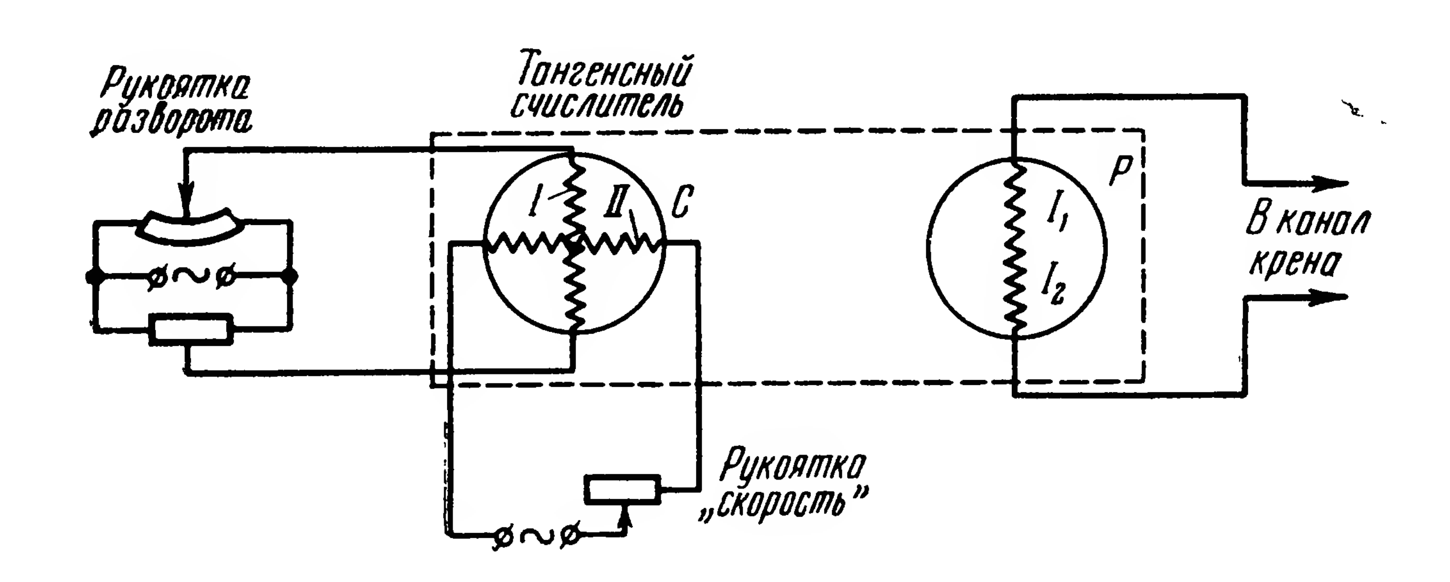


Рис. 9.24. Схема тангенсного счислителя

подается сигнал, пропорциональный требуемой скорости разворота ω. На обмотку *II* с потенциометра, расположенного на пульте управления автопилота (рукоятка «скорость»), поступает сигнал, пропорциональный $\frac{g}{V_0}$. Во время разворота ввиду того, что статор тангенсного счислителя закреплен на корпусе виражного механизма неподвижно, а ротор связан с наружной рамкой гироагрегата, в роторной обмотке индуктируются токи

$$I_{p_1} = k\,\omega \cos \gamma_0$$

и

$$I_{p_2} = k\omega \frac{g}{V_0} \cos (90^\circ - \gamma_0) = k \frac{g}{V_0} \sin \gamma_0,$$

где k — коэффициент пропорциональности.

Эти токи имеют в роторной обмотке противоположное направление. Следовательно, суммарный ток равен

$$I = I_{p_1} - I_{p_2} = k\left(\omega \cos \gamma_0 - \frac{g}{V_0} \sin \gamma_0\right).$$

С роторной обмотки сигнал подается в канал крена и вызывает поворот самолета вокруг продольной оси до тех пор, пока ток I не станет равным нулю. Это произойдет при условии, если

$$\omega \cos \gamma_0 = \frac{g}{V_0} \sin \gamma_0 ,$$

т. е. при

$$\operatorname{tg} \gamma_0 = \frac{\omega V_0}{g} .$$

Таким образом осуществляется необходимый для разворота без скольжения крен самолета. Однако при некотором несоответствии угла крена самолета требуемой скорости разворота, которое может, например, происходить из-за неточной установки скорости V_0, может возникнуть скольжение. Для определения величины и направления скольжения служит виражный маятник *ВМ* (рис. 9.22). Виражный маятник укреплен на корпусе виражного механизма и представляет собой трехстержневой индуктивный датчик, якорь которого подвешен на цапфах и может качаться относительно оси, параллельной продольной оси самолета. Если осуществляется правильный разворот без скольжения, якорь виражного маятника устанавливается по направлению кажущейся вертикали, занимая положение, симметричное относительно сердечника с катушками. В этом случае сигнал с индуктивного датчика отсутствует. При возникновении скольжения на выходе датчика появляется напряжение. Это напряжение подается в канал крена, вызывая дополнительное отклонение элеронов в сторону, необходимую для уменьшения скольжения. Питание на индуктивный датчик подается при углах крена, превышающих 5°, с тем чтобы исключить влияния колебаний маятника в режиме горизонтального полета.

При крене летательного аппарата руль высоты начинает частично выполнять функции руля направления, а руль направления — функции руля высоты. Координатный преобразователь *КП* (см. рис. 9.22) как раз и обеспечивает при разворотах необходимую перемену функций рулей. Координатный преобразователь представляет собой вращающийся трансформатор с двумя взаимно перпендикулярными об-

мотками на роторе и статоре (рис. 9.25). При отсутствии крена самолета сигнал от сельсина тангажа гироагрегата подается только в канал тангажа, а сигнал от рукоятки разворота — только в канал курса. Если появился крен самолета, то ротор координатного преобразователя поворачивается на угол крена относительно статора. В этом случае сигнал от рукоятки разворота в соответствии с углом крена будет перераспределяться между каналами курса и тангажа. С увеличением угла крена увеличивается сигнал, поступающий в канал тангажа, и уменьшается сигнал, идущий в канал руля направления.

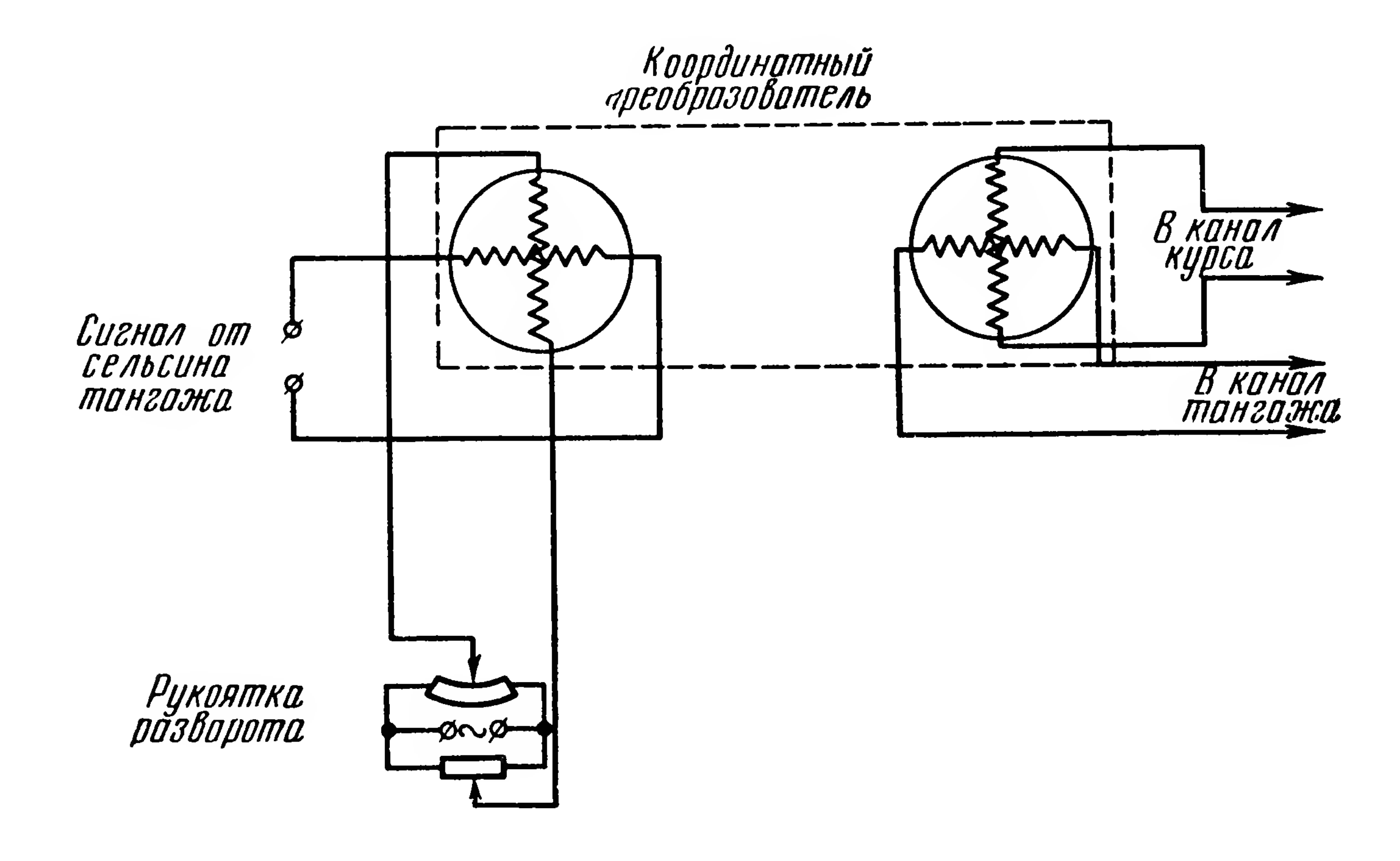


Рис. 9.25. Схема координатного преобразователя

В то же самое время сигнал от сельсина тангажа будет перераспределяться таким образом, что порция сигнала, поступающая в канал курса, увеличивается, а порция сигнала, которая подается в канал тангажа, уменьшается.

Блок датчиков угловых скоростей и ускорений

Блок датчиков угловых скоростей и ускорений предназначен для измерения угловых скоростей и ускорений относительно трех осей летательного аппарата. Блок состоит из трех одинаковых гироскопов с двумя степенями свободы (рис. 9.26) и трех магнитных усилителей. Сигналы, пропорциональные угловой скорости самолета, снимаются с круглого индуктивного датчика, ротор которого закреплен на оси гироскопа. Для получения сигналов, пропорциональных угловому ускорению, используется датчик индукционного типа. Ротор датчика представляет собой электромагнит, обмотка которого питается постоянным током. Статор датчика ускорений укреплен неподвижно на осно-

вании блока и состоит из восьми последовательно соединенных катушек.

Для преобразования сигналов постоянного тока, снимаемых с дат-

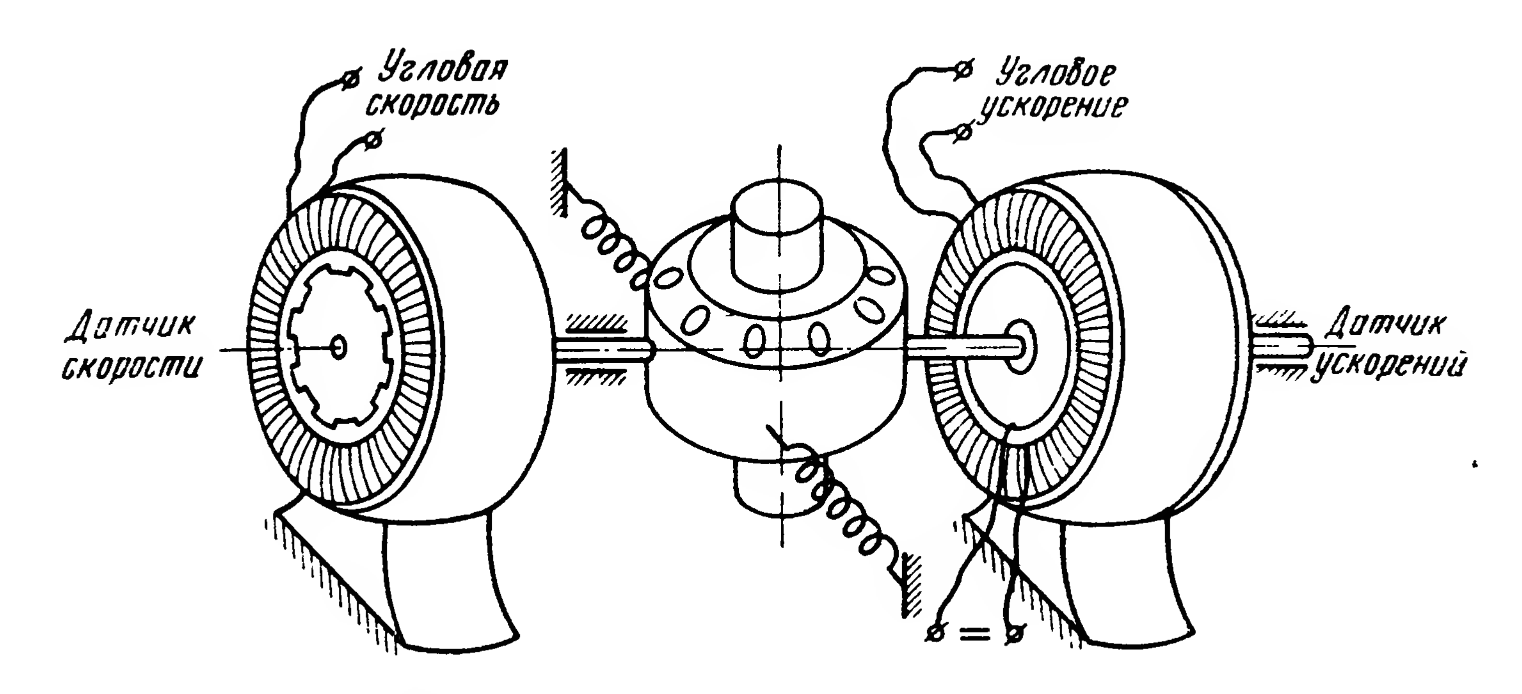


Рис. 9. 26. Схема датчика угловых скоростей и ускорений

чиков ускорений, в сигналы переменного тока, а также для предварительного усиления этих сигналов используются магнитные усилители.

Высотный корректор

Высотный корректор предназначен для измерения отклонений самолета от заданной высоты и преобразования этих сигналов в электрическое напряжение переменного тока. Схема прибора приведена на рис. 9.27. Чувствительными элементами корректора высоты являются два блока мембранных коробок. Деформация мембранных коробок при изменении высоты полета воспринимается индуктивным датчиком *ИД*. Напряжение питания подается на обмотку *I* датчика. В обмотке *II* индуктируется напряжение переменного тока, величина которого зависит от изменения высоты полета, а фаза — от направления этого изменения. Сигнал, снимаемый с выхода датчика, усиливается усилителем *УС* и подается на управляющую обмотку двигателя *Д*. Двигатель через редуктор перемещает сердечник, на который намотана обмотка *I*, в том же направлении, в котором произошло перемещение рамки датчика. В результате угол поворота выходного вала двигателя оказывается пропорциональным высоте полета. При замыкании контакта *К*, расположенного на рукоятке управления, подается питание на электромагнитную муфту *ЭМ*. Движок потенциометра *П*, который ранее центрировался в среднем положении пружинами *Пр*, оказывается теперь через редуктор связанным с выходным валом дви-

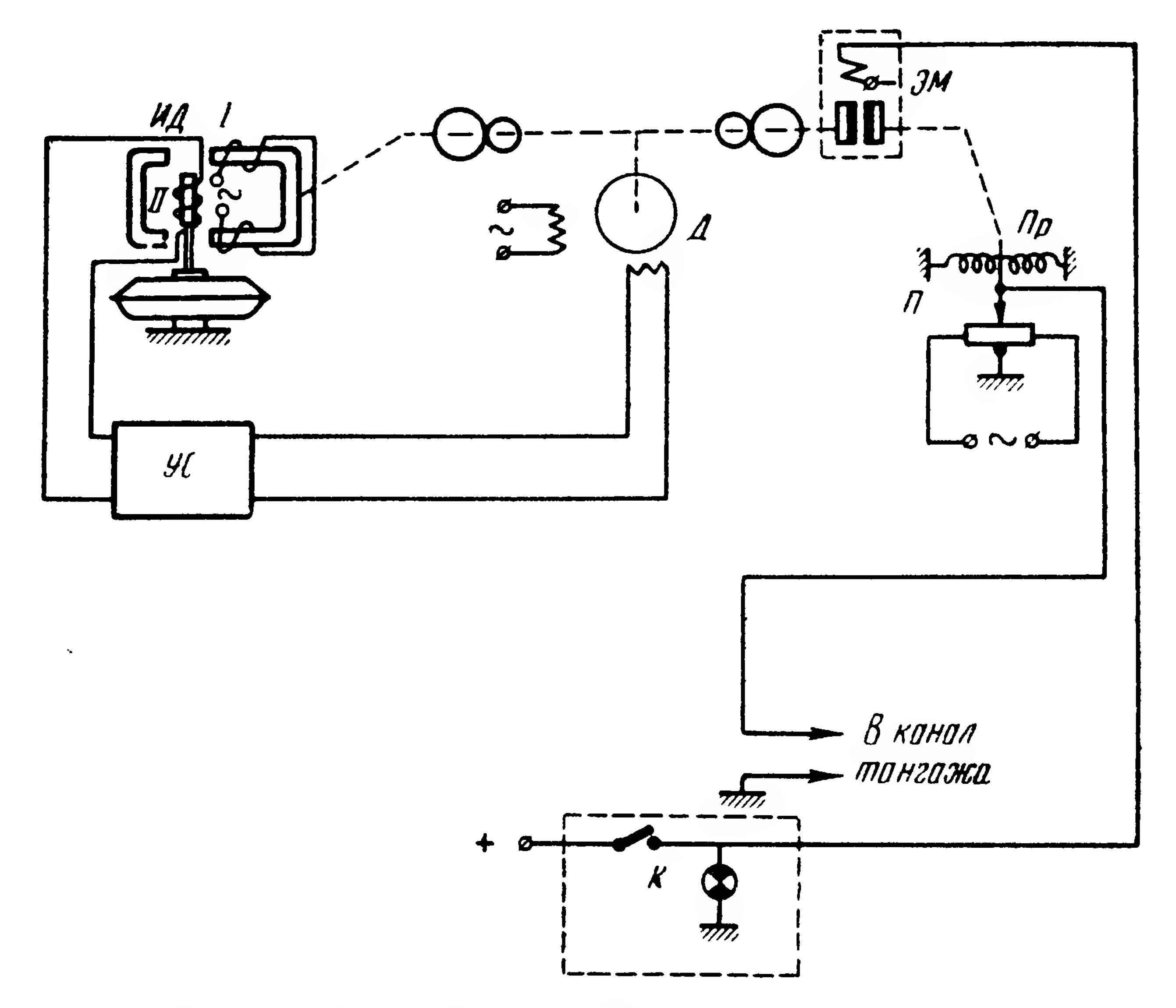


Рис. 9. 27. Схема высотного корректора

гателя. Следовательно, снимаемое с потенциометра напряжение будет пропорционально отклонению от той высоты, при которой был замкнут контакт *К*. Выходное напряжение потенциометра подается в канал тангажа автопилота.

Усилитель рулевых машинок

Усилитель рулевых машинок содержит три отдельных канала усиления, каждый из которых подает управляющие сигналы на рулевую машинку. Все три канала усиления аналогичны, поэтому схему усилителя рассмотрим на примере канала курса. Упрощенная схема усилителя дана на рис. 9.28. Сигналы переменного тока, пропорциональные углу, угловой скорости отклонения самолета, а также сигналы скоростной обратной связи суммируются на потенциометрах. Сигнал, пропорциональный угловому ускорению самолета, предварительно усиливается с помощью усилителя, собранного на лампе $Л_1$. Тем самым, увеличивается крутизна сигнала углового ускорения. В каналах крена и тангажа предварительный усилитель сигналов, пропорциональных угловому ускорению, отсутствует. Суммарный сигнал поступает на двухкаскадный усилитель напряжения (лампы $Л_2$ и $Л_3$), а затем на фазочувствительный выпрямитель.

На выходе фазочувствительного выпрямителя (точки *О—О* на схеме) появляется напряжение постоянного тока, полярность которого

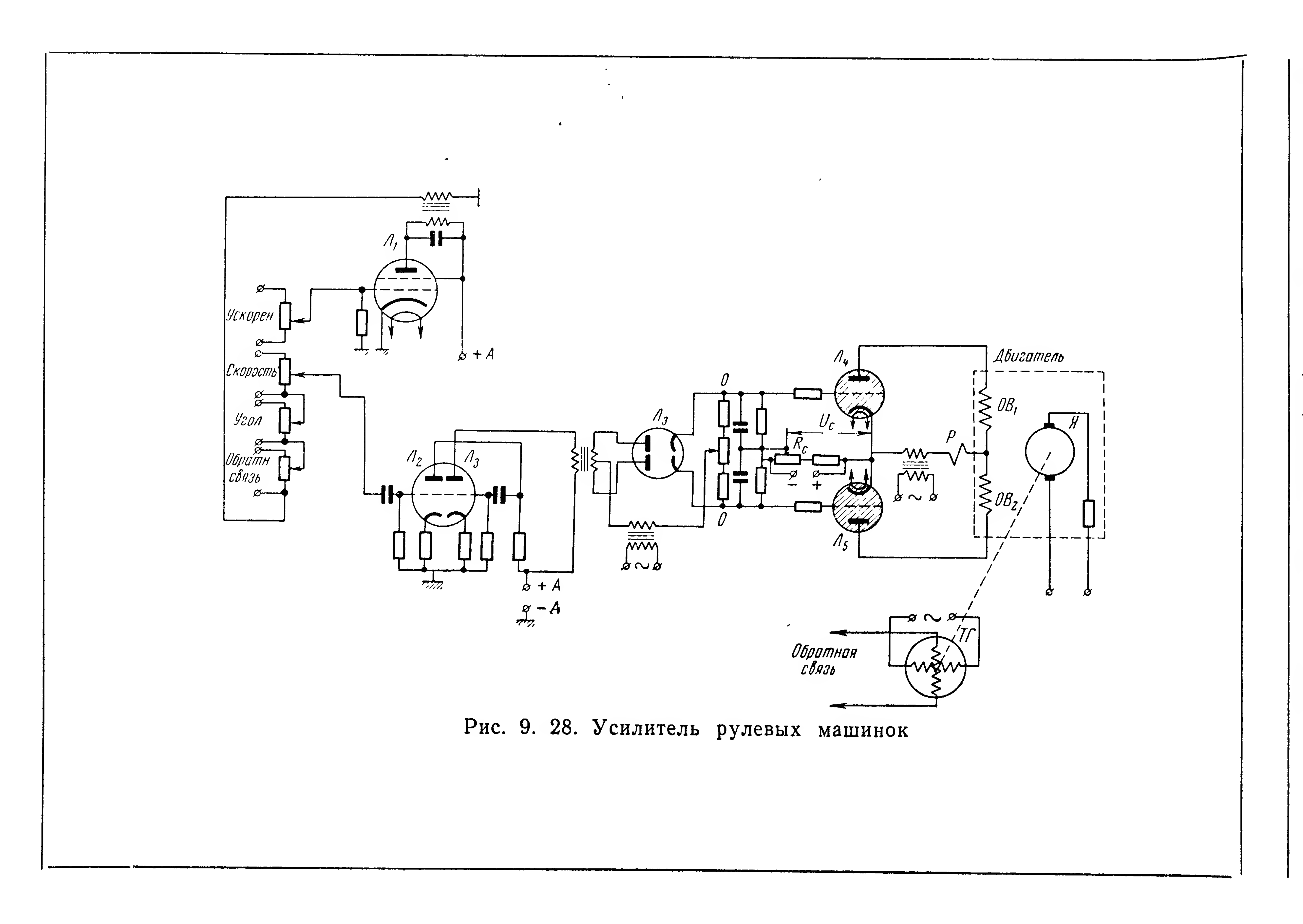


Рис. 9. 28. Усилитель рулевых машинок

зависит от фазы суммарного сигнала, а величина от амплитуды суммарного напряжения. Это напряжение подается на сетки тиратронов $Л_4$ и $Л_5$. Анодной нагрузкой тиратронов являются обмотки возбуждения $ОВ_1$ и $ОВ_2$ рулевой машинки. Напряжение смещения $U_с$, снимаемое с сопротивления $R_с$, подобрано таким образом, что при отсутствии управляющих сигналов тиратроны заперты. Если на выходе фазочувствительного выпрямителя появилось напряжение, то в зависимости от полярности этого напряжения через тиратрон $Л_4$ или $Л_5$ начинает протекать пульсирующий ток, создавая поток возбуждения двигателя рулевой машинки. Якорь *Я* двигателя начинает вращаться в определенную сторону.

В общую цепь тиратронов включена обмотка реле *Р*. Это реле срабатывает при протекании тока через один из тиратронов. В момент включения рулевых машинок напряжение на входе усилителя должно отсутствовать. Если в момент включения на входе усилителя имеется сигнал, реле срабатывает, прерывая цепь включения рулевой машинки. Одновременно на пульте управления автопилота загорается красная лампочка.

Рулевая машинка

Рулевая машинка представляет собой двигатель постоянного тока *Д* с редуктором и электромагнитной муфтой *ЭМ* (рис. 9.29). Управление двигателем происходит со стороны обмотки возбуждения. Скоростная обратная связь осуществляется с помощью тахогенератора *ТГ*, связанного с якорем двигателя. Именно благодаря этой обратной связи осуществляется пропорциональная зависимость между величиной управляющего напряжения на входе усилителя и средним значением скорости рулевой машинки.

Сигнал с тахогенератора подается на вход усилителя в противофазе по отношению к суммарному напряжению управляющего сигнала. При появлении управляющего сигнала в зависимости от его фазы зажигается определенный тиратрон и якорь двигателя начинает вращаться в определенную сторону. Нарастание скорости якоря будет продолжаться до тех пор, пока сигнал обратной связи не скомпенсирует управляющий сигнал. Анодный ток тиратрона станет равным нулю и скорость вращения двигателя начнет уменьшаться. Но при этом управляющий сигнал станет больше сигнала обратной связи, тиратрон снова зажигается и весь процесс начнется сначала. Таким образом, скорость вращения выходного вала рулевой машинки колеблется относительно какого-то среднего значения, определяемого величиной суммарного управляющего сигнала. Ввиду того что колебания происходят с большой частотой (около 10 *гц*) и малой амплитудой, данное обстоятельство практически не влияет на работу системы стабилизации.

Уравнение рулевой машинки совместно с усилителем и цепью скоростной обратной связи приближенно можно записать в виде

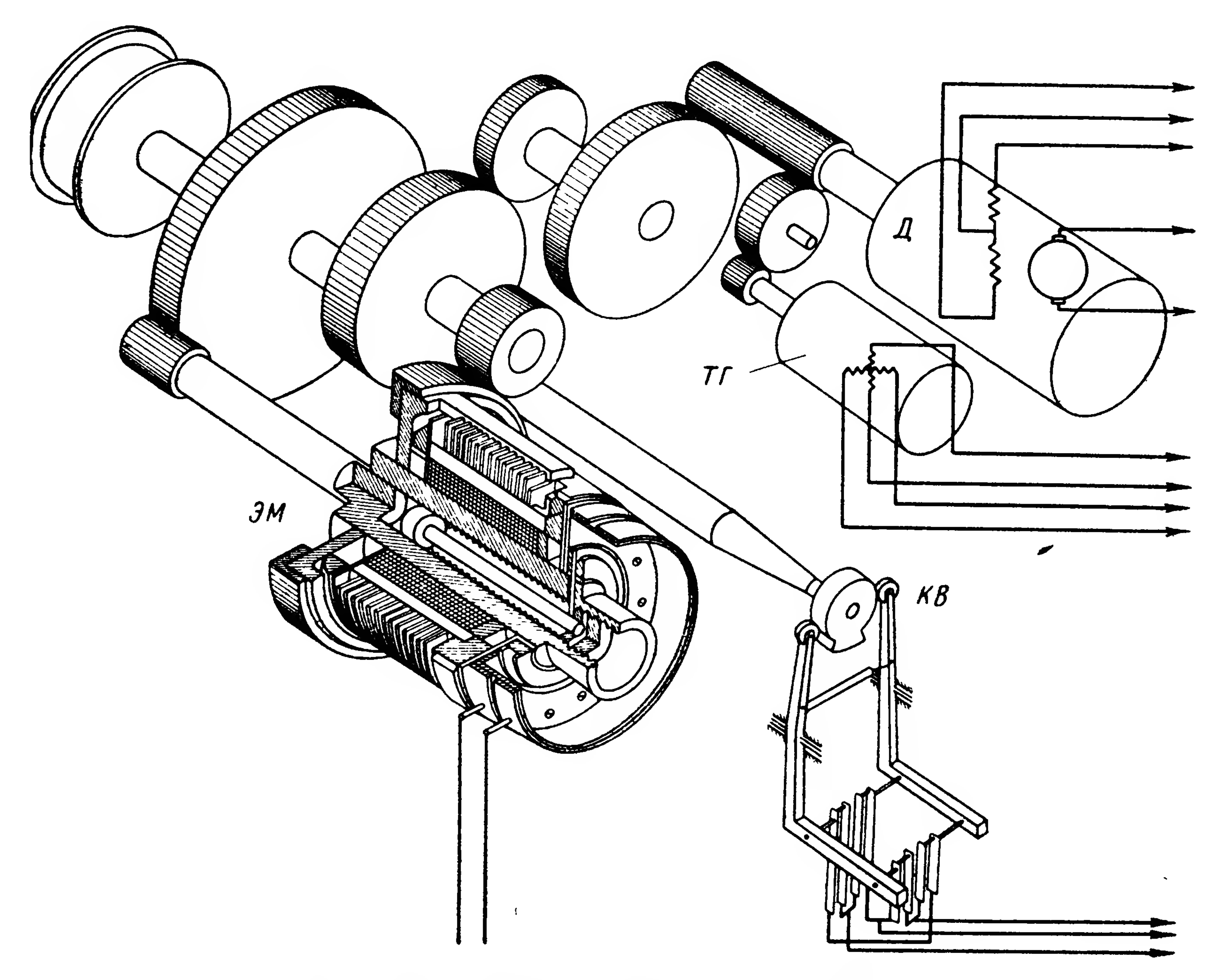


Рис. 9.29. Схема рулевой машинки

$$(T_{р.м}\, p + 1)\, p\delta = k\,\Psi ,$$

где $T_{р.м}$ — постоянная времени;

k — коэффициент пропорциональности;

Ψ — величина суммарного управляющего сигнала.

Для ограничения угла поворота руля рулевая машинка снабжена концевым выключателем *КВ*.

Пульт управления

Пульт управления (рис. 9.30) предназначен для включения и отключения автопилота, включения в схему автопилота того или иного вида курсовой коррекции, а также для передачи управления самолетом через автопилот другим членам экипажа.

Главный выключатель «Общий» предназначен для включения питания в схему автопилота. Выключатели «Курс», «Крен», «Высота» позволяют произвести отключение любой рулевой машинки. В верхней части панели пульта установлено пять сигнальных лампочек:

зеленая, белая и три красные. Зеленая лампочка сигнализирует о готовности схемы автопилота к включению. Белая лампочка показывает, что автопилот включен. Красные лампочки «Курс», «Крен», «Высота» сигнализируют во время запуска автопилота о наличии тока на выходе соответствующего тиратронного усилителя. Вследствие автоматической блокировки включение автопилота невозможно. Кнопкой «Включено» производится включение рулевых машинок. При

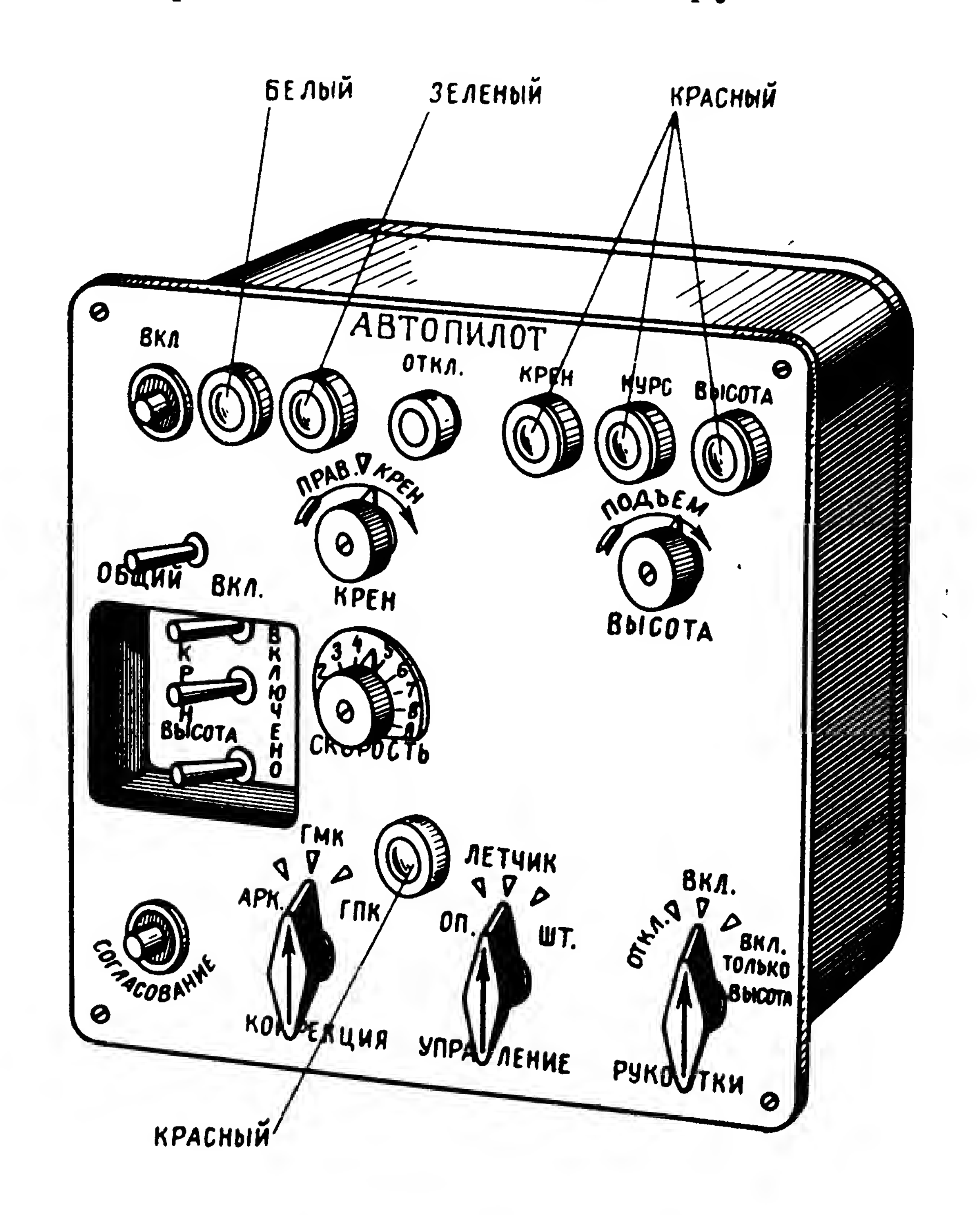


Рис. 9.30. Пульт управления

этом загорается белая лампочка. Нажатием на кнопку «Отключено» производится отключение силовой части автопилота и перевод автопилота в режим готовности. После нажатия этой кнопки загорается зеленая лампочка.

Рукоятки «Крен» и «Высота» предназначены для введения корректировки в работу автопилота по крену и тангажу. Рукоятка «Скорость» предназначена для ввода в схему автопилота сигнала, пропорционального скорости полета. Этот сигнал используется для совершения координированного разворота. Переключатель «Коррекция» предназначен

для включения определенного вида коррекции гироагрегата в азимуте. С помощью переключателя «Управление» можно осуществить передачу управления самолетом летчику или другим членам экипажа. Кнопка «Согласование» используется для быстрого согласования гироагрегата с датчиками азимутальной коррекции.

Работа автопилота

При включении переключателя «Общий» на пульте управления включается программный механизм, который последовательно осуществляет подготовку автопилота к работе. Весь режим подготовки автопилота к работе может быть разбит на три этапа. В течение пер-

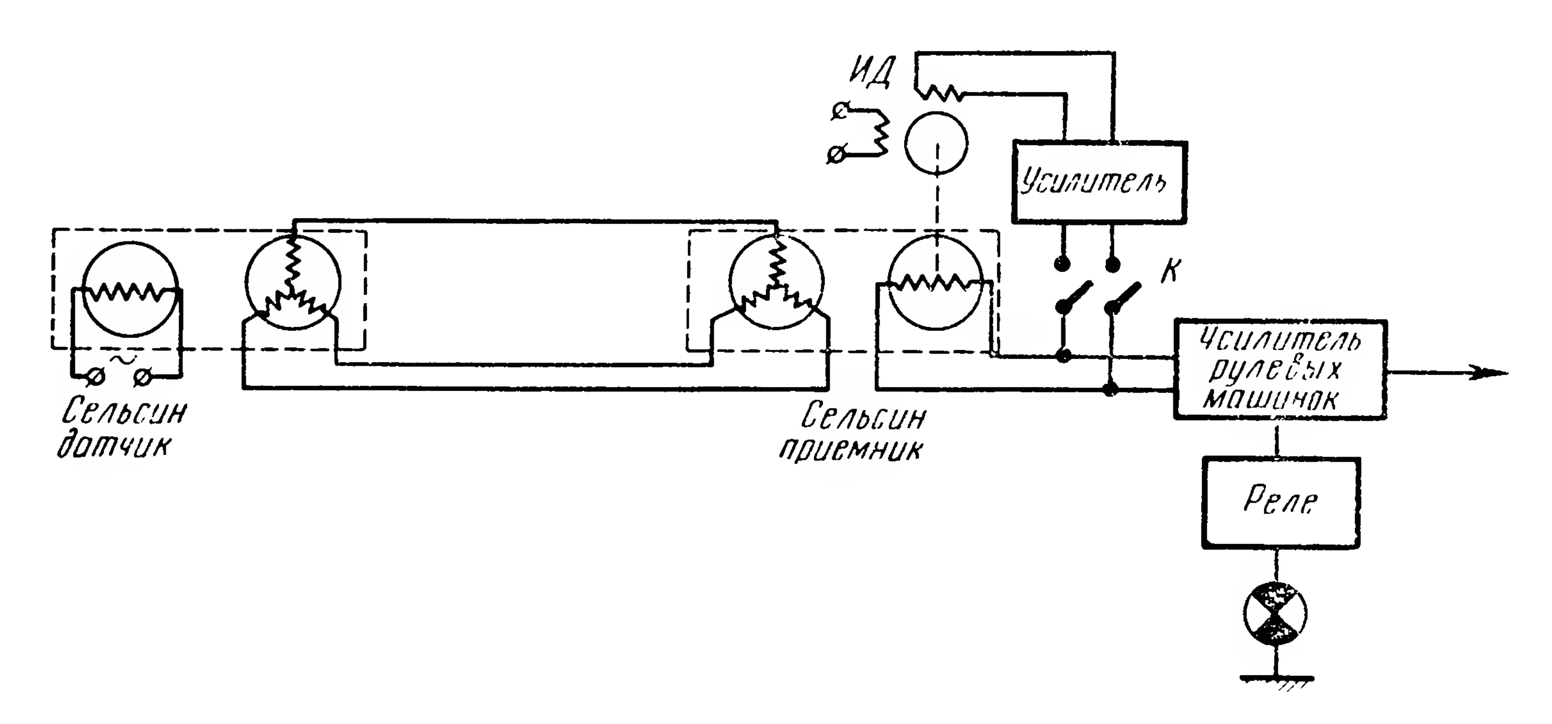


Рис. 9.31. Схема согласования сельсинов курса

вого этапа происходит грубое приведение платформы гироагрегата в горизонтальное положение, быстрое согласование положения платформы с положением датчика курсовой коррекции и согласование сельсинов курса. Первая задача решается следующим образом: сельсины-датчики крена и курса подключаются к усилителям стабилизирующих двигателей гироагрегата. Если платформа наклонена по отношению к основанию гироагрегата, то на выходе сельсинов появляется напряжение, которое после усиления подается на управляющие обмотки стабилизирующих двигателей. Двигатели, вращаясь, разворачивают платформу до тех пор, пока напряжение на выходе сельсинов не уменьшится до нуля и платформа не займет положения, параллельного основанию прибора. Таким образом, в режиме грубого приведения, платформа ориентируется относительно осей самолета.

Одновременно осуществляется быстрая коррекция платформы по азимуту. При этом на датчик моментов $ДМ_3$ (рис. 9.22) подается ток большей величины, чем в обычном режиме работы системы коррекции, и платформа со скоростью 0,5÷1 *град/сек* приходит в плоскость азимута.

Для включения автопилота требуется, чтобы положение сельсинов-датчиков курса было согласовано с положением сельсинов-приемников, и напряжение, поступающее на вход усилителя рулевых машинок, было бы равно нулю. С целью согласования этих сельсинов напряжение с приемника подается через контакты на дополнительный усилитель (рис. 9.31). С выхода усилителя сигнал поступает на управляющую обмотку индукционного двигателя *ИД*, который поворачивает ротор сельсина-приемника до тех пор, пока сельсины не окажутся в согласованном положении.

Контакты *К* находятся в замкнутом состоянии до момента нажатия кнопки «Включено» на пульте управления.

В течение второго этапа подготовки автопилота происходит отключение системы грубого приведения платформы в горизонтальное положение, включается система силовой стабилизации платформы и происходит согласование сельсинов тангажа. Согласование сельсинов тангажа происходит аналогично тому, как это делается в канале курса. Для изменения в процессе полета угла тангажа статор сельсина приемника может поворачиваться от рукоятки «Высота» на пульте управления.

Последний этап пуска автопилота характеризуется включением в работу усилителей рулевых машинок и включением коррекции платформы от жидкостных маятников. С окончанием пуска при исправном автопилоте на пульте управления загорается зеленая лампочка. Это свидетельствует о том, что автопилот приведен в готовность к включению от кнопки «Включено» на пульте управления. При нажатии на кнопку «Включено» прекращается режим синхронизации сельсинов курса и тангажа и подается питание на рулевые машинки. В этот момент автопилот принимает на себя управление самолетом.

В режиме прямолинейного горизонтального полета на вход усилителя соответствующего канала стабилизации будет подаваться напряжение Ψ, пропорциональное углу, угловой скорости и угловому ускорению летательного аппарата. Таким образом, в этом режиме уравнения автопилота можно представить в следующем виде:

$$(T_{\text{р.м}}\, p + 1)\, \delta_э = (k_\gamma^э + k_{\dot\gamma}^э\, p + k_{\ddot\gamma}^э\, p^2)\, \gamma;$$

$$(T_{\text{р.м}}\, p + 1)\, \delta_н = (k_\psi^н + k_{\dot\psi}^н\, p + k_{\ddot\psi}^н\, p^2)\, \psi;$$

$$(T_{\text{р.м}}\, p + 1)\, \delta_в = (k_\vartheta^в + k_{\dot\vartheta}^в\, p + k_{\ddot\vartheta}^в\, p^2)\, \vartheta.$$

При включении корректора высоты первые два уравнения останутся без изменения, а вместо третьего уравнения получим

$$(T_{\text{р.м}}\, p + 1)\, \delta_В = (k_\vartheta^в + k_{\dot\vartheta}^в\, p + k_{\ddot\vartheta}^в\, p^2)\, \vartheta + k_н^в\, \Delta H.$$

Рассмотрим несколько более подробно работу автопилота в режиме координированного разворота. При повороте ручки разворота *РР* (рис. 9.32) отключается коррекция гироагрегата в азимуте и в горизонте, отключается сельсин-приемник курса и включается система согласования сельсинов курса. Одновременно потенциометр ручки управления разворотом подключается к виражному механизму гироагрегата. Сигнал от этого потенциометра подается на тангенсный счислитель *ТС* и координатный преобразователь *ПК*, одна из обмоток

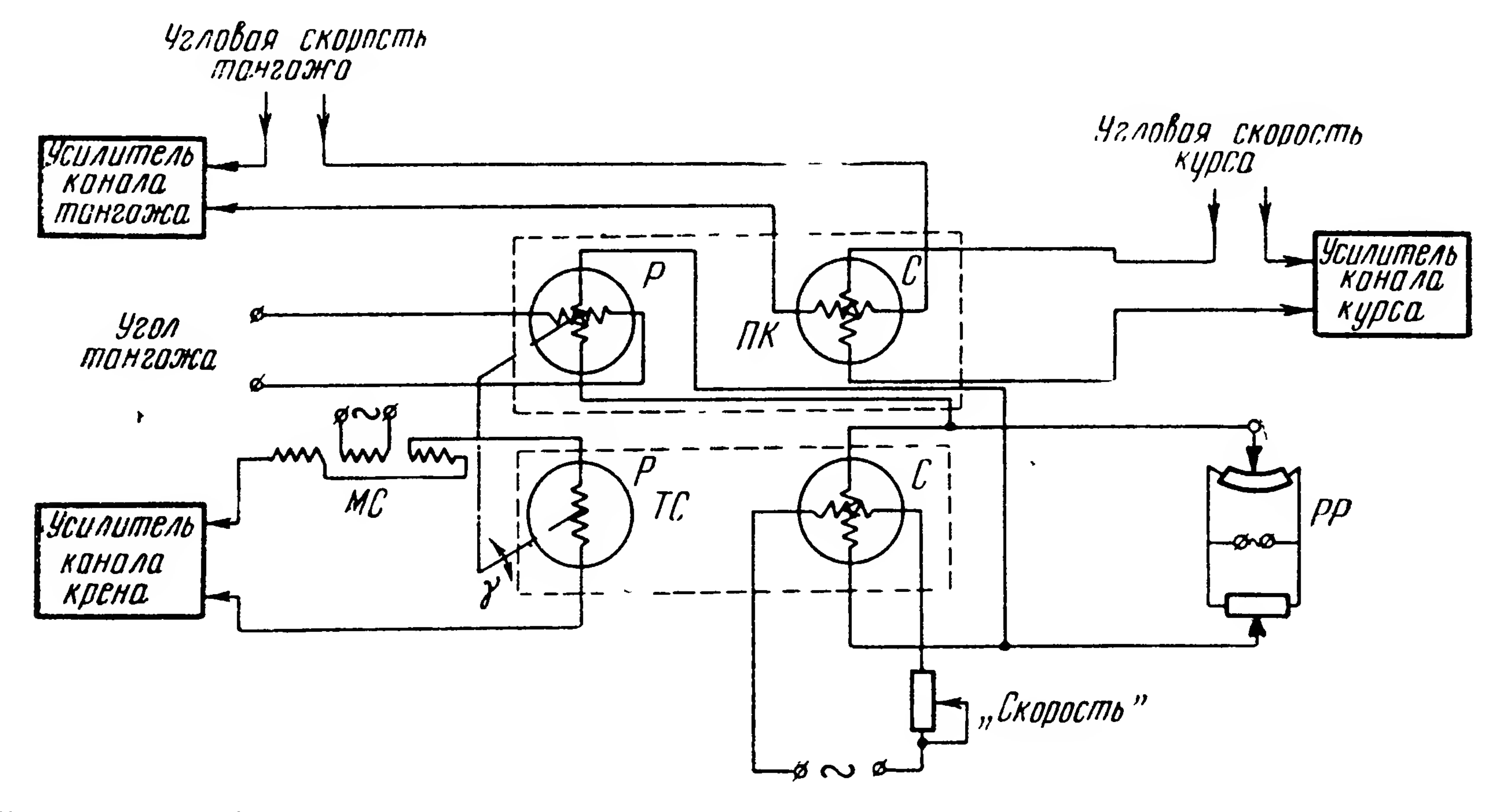


Рис. 9.32. Схема распределения сигналов при координированном развороте

статора которого подключается к усилителю канала курса (рис. 9.32). С ротора *Р* тангенсного счислителя *ТС* преобразованный сигнал требуемой угловой скорости разворота, подается на усилитель канала крена. В результате самолет начинает разворачиваться относительно продольной оси. Этот разворот будет продолжаться до тех пор, пока поворот ротора тангенсного счислителя, связанного с осью гироагрегата, не скомпенсирует сигнал от перемещения ручки разворота. Тем самым устанавливается угол крена, необходимый для правильного разворота. При возникновении по тем или иным причинам скольжения маятник скольжения *МС* вырабатывает дополнительный сигнал, способствующий уменьшению этого скольжения.

В режиме горизонтального полета сигналы, подаваемые на ротор *Р* преобразователя координат *ПК* и пропорциональные углу тангажа и требуемой скорости разворота, трансформируются соответственно в канал тангажа и канал курса. При возникновении в процессе разворота крена статор преобразователя координат поворачивается на угол γ относительно ротора. Сигналы от рукоятки разворота перераспределяются между каналами курса и тангажа, в результате чего

происходит отклонение рулей направления и высоты. Это отклонение приводит к появлению угловых скоростей ω_y и ω_z. В тот момент, когда сигнал, снимаемый с датчика угловой скорости рыскания, уравновесит сигнал от ручки разворота, отклонение рулей прекратится и установится требуемая скорость разворота. Как уже указывалось ранее (см. рис. 9.23), координированный разворот сопровождается вращением самолета относительно поперечной оси с угловой скоростью

$$\omega_z = \omega \sin\gamma_0.$$

Для выполнения последнего соотношения в процессе разворота в канал тангажа подаются сигналы не только от преобразователя координат, но и от датчика угловой скорости тангажа. Таким образом, отклонение рулей высоты будет продолжаться до тех пор, пока сигнал от преобразователя координат не уравновесится сигналом от датчика угловой скорости или, иными словами, до тех пор, пока скорость поворота не станет равной требуемой.

§ 6. АВТОПИЛОТ АП-28

Автопилот АП-28 представляет собой электрогидравлический автопилот, осуществляющий одновременную стабилизацию самолета относительно всех трех его координатных осей. С его помощью могут быть автоматически обеспечены следующие режимы движения самолета: прямолинейный горизонтальный полет, координированный разворот с углами крена до 60°, набор высоты и снижение с углами тангажа до 60°, приведение самолета к режиму горизонтального прямолинейного полета из любого положения с углами крена и тангажа до 60°.

Автопилот состоит из трех основных каналов: курса, тангажа и крена. Кроме того, для решения некоторых задач осуществляются перекрестные связи между каналами. Принцип действия автопилота может быть рассмотрен с помощью укрупненной структурной схемы, представленной на рис. 9.33. Отметим, что некоторые элементы и связи между ними, имеющие непринципиальное значение при описании работы автопилота в целом, на схеме не изображены и будут охарактеризованы ниже при описании составных частей автопилота.

Рассмотрим режим стабилизации горизонтального прямолинейного полета. В этом режиме контакты *1*, *2*, *3*, *4*, *5* замкнуты, а контакты *6*, *7*, *8* находятся в верхнем положении. Угловые отклонения самолета от заданного режима регистрируются измерительными устройствами. Гироиндукционный компас *ГИК* измеряет курсовые отклонения ψ, а центральная гировертикаль *ЦГВ* — отклонения ϑ и γ по тангажу и крену соответственно. Для введения в закон регулирования производных $\dot{\psi}$, $\dot{\vartheta}$ и $\dot{\gamma}$ используется блок гироскопических датчиков угловых скоростей *ДУС*. Кроме того, в схеме предусмотрена возможность включения (по желанию летчика) корректо-

ра высоты *КВ*, измеряющего отклонения ΔH высоты полета от значения, соответствующего заданному режиму. Полученные сигналы поступают на усилительные устройства *УУ* соответствующих каналов стабилизации: ψ, $\dot{\psi}$ — в канал курса; ϑ, $\dot{\vartheta}$, ΔH — в канал тангажа и γ, $\dot{\gamma}$ — в канал крена.

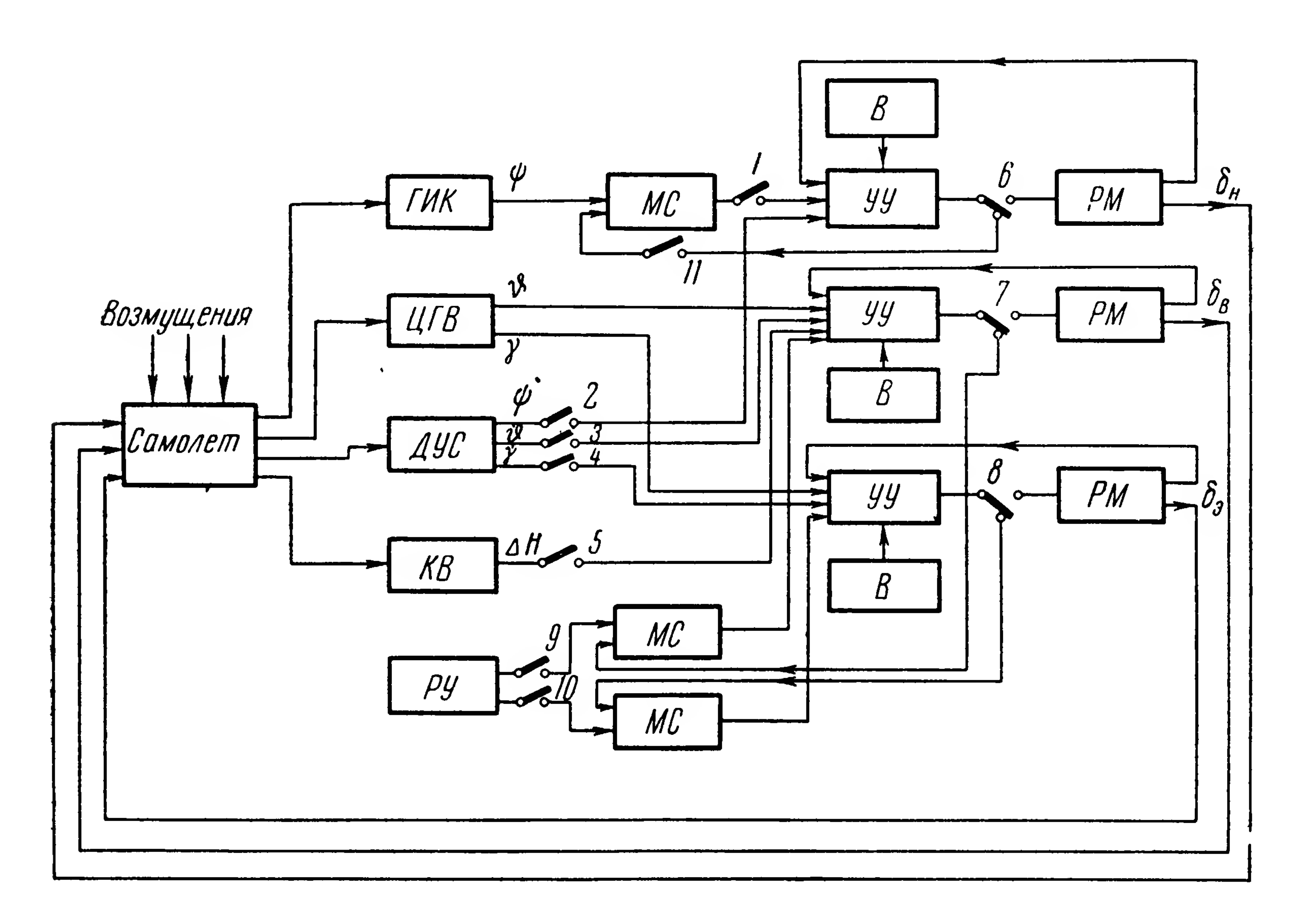


Рис. 9.33. Структурная схема автопилота АП-28

Просуммированные и усиленные сигналы включают электромагнитные устройства электрогидравлических рулевых машинок *РМ*, которые обеспечивают соответствующую перестановку рулей управления, осуществляя возвращение самолета к заданному режиму.

В системе осуществляется жесткая обратная связь, с помощью которой сигналы, пропорциональные углам $\delta_н$, $\delta_в$ и $\delta_э$, подаются обратно на входы соответствующих усилителей. Таким образом, если иметь в виду изложенное выше и учитывать, что рулевые машинки могут рассматриваться как интегрирующие звенья, то закон регулирования можно записать в следующем виде:

$$\dot{\delta}_н = k_\psi \psi + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi} - k_н \delta_н ;$$

$$\dot{\delta}_в = k_\vartheta \vartheta + k_{\dot{\vartheta}} \dot{\vartheta} - k_в \delta_в ;$$

$$\dot{\delta}_э = k_\gamma \gamma + k_{\dot{\gamma}} \dot{\gamma} - k_э \delta_э .$$

При введении сигнала от корректора высоты первое и третье уравнения остаются без изменения, а второе уравнение принимает следующий вид:

$$\dot{\delta}_в = k_\vartheta \vartheta + k_{\dot\vartheta} \dot\vartheta + k_н \Delta H - k_в \delta_в .$$

Как видно, в рассматриваемом режиме осуществляется независимая стабилизация движения самолета относительно каждой из его координатных осей. В каждом канале схема представляет собой регулятор с измерением регулируемого параметра и его первой производной и с жесткой обратной связью.

Кроме перечисленных основных узлов автопилота, в него входят дополнительные элементы, улучшающие качество работы, обеспечивающие его управление и работу в разных режимах. В частности, как показано на схеме (рис. 9.33), во все каналы включены вибраторы *В*. Вибратор вводит в усилительное устройство основного канала, идущего к рулевой машинке *РМ*, дополнительный периодический сигнал незначительной амплитуды и таким образом генерирует дополнительные колебания во всей замкнутой системе летательный аппарат — автопилот. Этим путем снижается вредное влияние нелинейности типа сухого трения, люфтов и т. п., исключается возможность возникновения интенсивных собственных автоколебаний системы. Такой метод улучшения качества работы нелинейной системы известен под названием «вибрационной линеаризации»*.

Другими существенными элементами схемы являются механизмы согласования *МС*. В рассмотренном выше случае работы автопилота в режиме стабилизации горизонтального прямолинейного полета механизмы согласования отключены (контакты *6*, *7* и *8* находятся в верхнем положении). Но в некоторых режимах (контакты *6*, *7* и *8* в нижнем положении) механизмы согласования включаются в действие и представляют собой системы, автоматически отрабатывающие на нуль значение сигнала на выходе соответствующего усилителя. Их взаимодействие с другими элементами автопилота будет рассмотрено ниже. Обратимся к описанию основных элементов автопилота.

Центральная гироскопическая вертикаль

Центральная гировертикаль *ЦГВ* служит для измерения углов отклонения самолета от вертикали. Она представляет собой двухгироскопную систему, построенную по силовому принципу. Каждый из гироскопов вместе с соответствующим стабилизирующим двигателем осуществляет стабилизацию чувствительного элемента прибора в вертикальном положении относительно одной оси (оси тангажа или оси

---

* Бессекерский В. А. Применение вибраторов для устранения нелинейностей в автоматических регуляторах. Журнал «Автоматика и телемеханика», № 6, 1947.

крена). Принципиальная схема рассматриваемого гироскопического устройства, характерная для современных автопилотов, приведена и описана в гл. IV, § 3 (см. рис. 4.5). В данном случае ось наружного кольца карданова подвеса чувствительного элемента ориентирована по направлению полета. Корректирование системы осуществляется с помощью жидкостного маятникового элемента, управляющего малоинерционными корректирующими двигателями переменного тока.

Для быстрого восстановления чувствительного элемента из завалов при запуске прибора используются дополнительные механические маятниковые устройства, включающие через контакты обмотки стабилизирующих двигателей, быстро приводящих систему в нормальное положение. Отключение этих цепей осуществляется с помощью биметаллического реле времени через 50—120 *сек* после запуска прибора. Съем показаний — потенциометрический на постоянном токе.

Гироскопический индукционный компас

Гироиндукционный компас *ГИК* предназначен для измерения углов отклонения самолета от заданного курса. В сочетании с механизмом согласования *МС* канала курса он измеряет угловые отклонения от любого выбранного направления полета.

Гироскопический индукционный компас представляет собой комплексную курсовую систему, состоящую из курсового гироскопа, корректируемого в азимуте индукционным компасом с помощью специальной дистанционной передачи*. Обычно гироиндукционный компас входит в комплект нормального оборудования самолета.

Для возможности использования гироиндукционного компаса, для измерения курсовых отклонений от любого выбранного направления применяется специальная система согласования.

Система согласования включает два трехпроводных потенциометра, перемещение движков одного из них управляется механизмом согласования *МС*, принцип действия которого будет рассмотрен ниже.

При выполнении разворотов в режиме управления сигналы, поступающие от гироиндукционного компаса, непрерывно компенсируются и не влияют на работу автопилота.

Блок датчиков угловых скоростей

Блок датчиков угловых скоростей *ДУС* предназначен для измерения угловых скоростей вращения самолета относительно его координатных осей. Блок состоит из трех независимых измерителей угловых скоростей, использующих гироскопы с двумя степенями свободы. Измерительная ось каждого датчика параллельна соответствующей

* Селезнев В. П. Навигационные устройства. Гл. IV. Оборонгиз, 1961.

координатной оси самолета. Схема и принцип действия каждого датчика полностью соответствуют описанию, приведенному в п. 4.4 (см. рис. 4.7). Съем показаний индукционный. Конструктивно каждый датчик выполнен в виде отдельного самостоятельного прибора. Объединены они в одном корпусе блока датчиков угловых скоростей.

Корректор высоты

Корректор высоты *КВ* предназначен для выдачи сигналов, пропорциональных отклонениям ΔH высоты полета от значения, соответствующего заданному режиму горизонтального полета. Используемый в настоящем автопилоте корректор высоты полностью аналогичен корректору автопилота АП-15, схема и описание которого приведены в гл. IX, § 5 (рис. 9.27).

Корректор высоты может быть включен летчиком при необходимости поддержания автопилотом горизонтального полета и автоматически отключается при выполнении маневров самолета, связанных с изменением высоты (например, набора высоты или снижения).

Усилительное устройство

Усилительное устройство *УУ* каждого канала стабилизации состоит из последовательно включенных магнитного усилителя *МУ* (рис. 9.34), лампового усилителя *ЛУ* и фазочувствительного выпрямителя *ФЧВ*. Вибратор *В* подает дополнительные сигналы на вход фазочувстви-

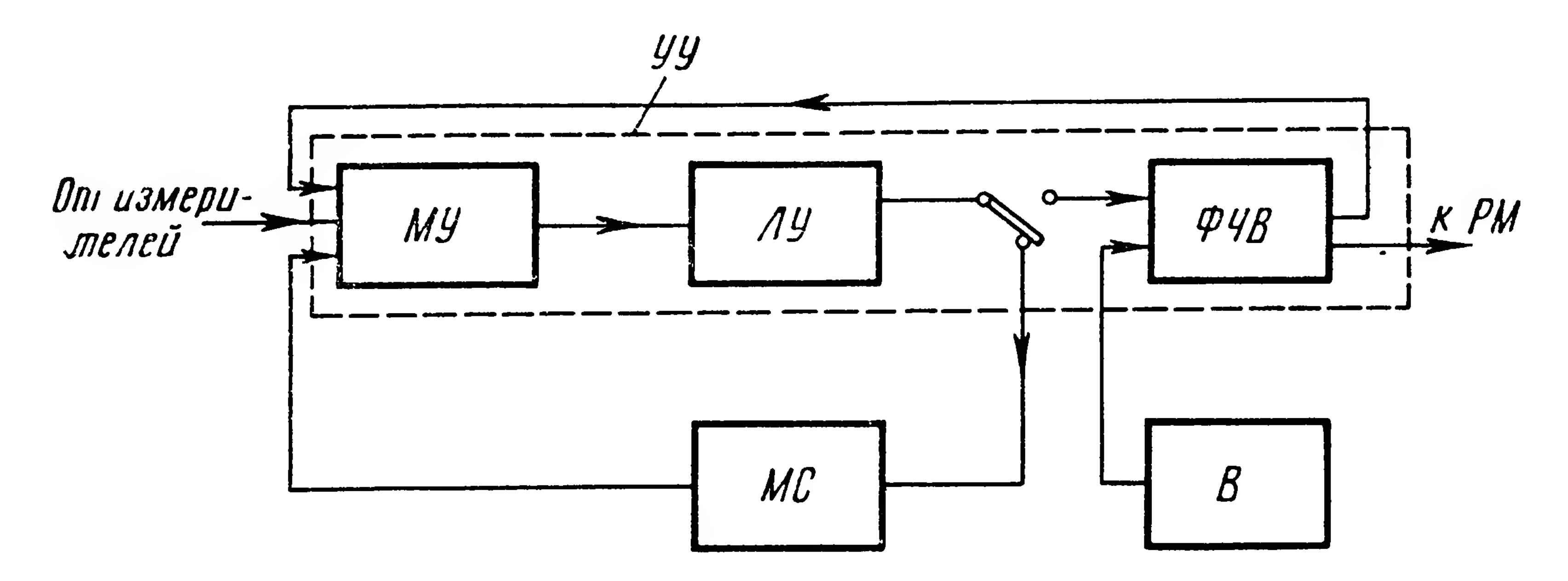


Рис. 9.34. Блок-схема усилительного устройства

тельного выпрямителя. Блок-схемы и принципиальные особенности усилительных устройств, находящихся в различных каналах стабилизации, в основных чертах одинаковы.

Магнитный усилитель предназначен для суммирования поступающих на него сигналов постоянного тока, для преобразования их в сигнал переменного тока и его усиления. На вход каждого из магнитных

усилителей поступают следующие основные сигналы: от измерителя углового отклонения, от измерителя угловой скорости, сигнал обратной связи и сигнал с выхода механизма согласования (рис. 9.35).

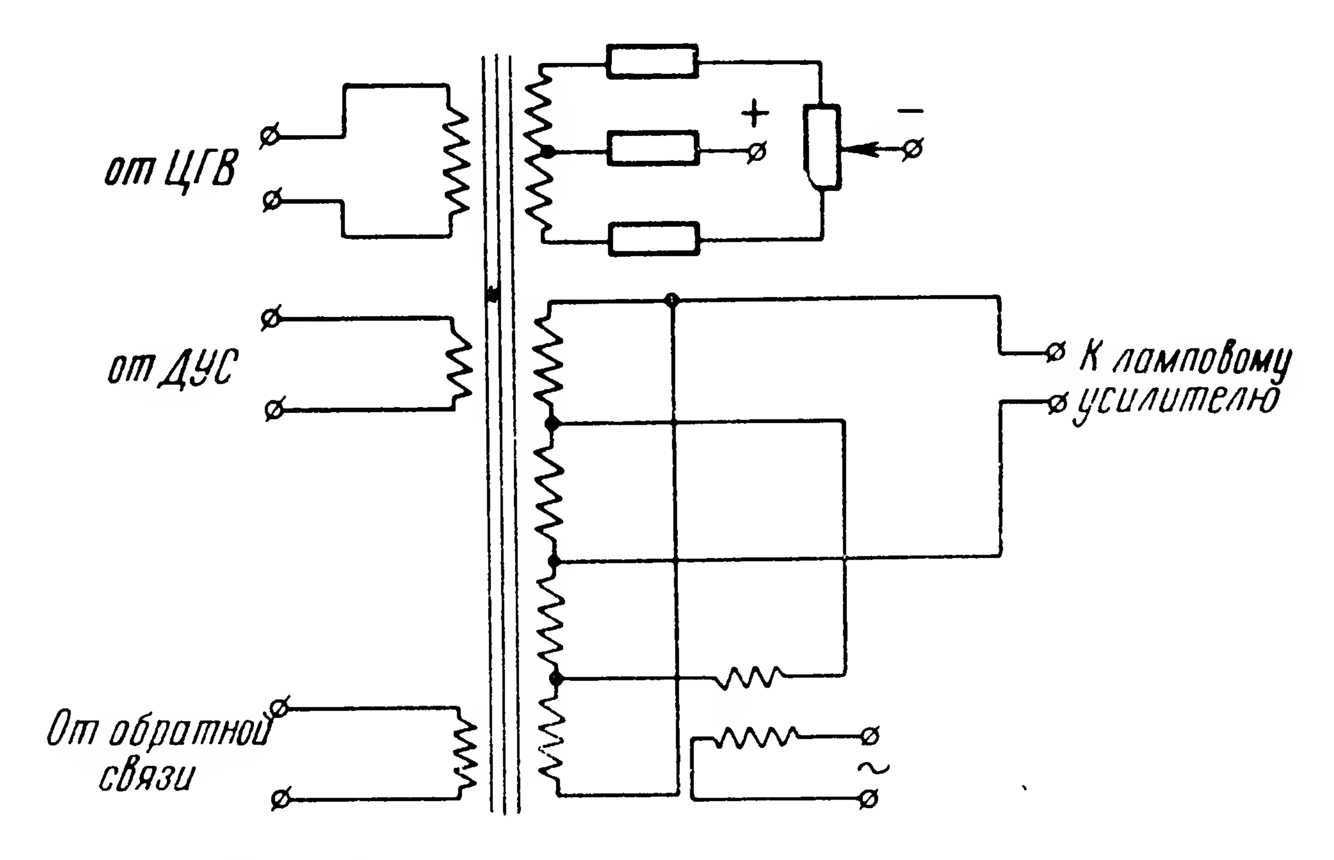


Рис. 9.35. Схема магнитного усилителя

Кроме того, на *МУ* канала тангажа поступают сигналы корректора высоты и сигналы, обусловленные перекрестными связями в системе

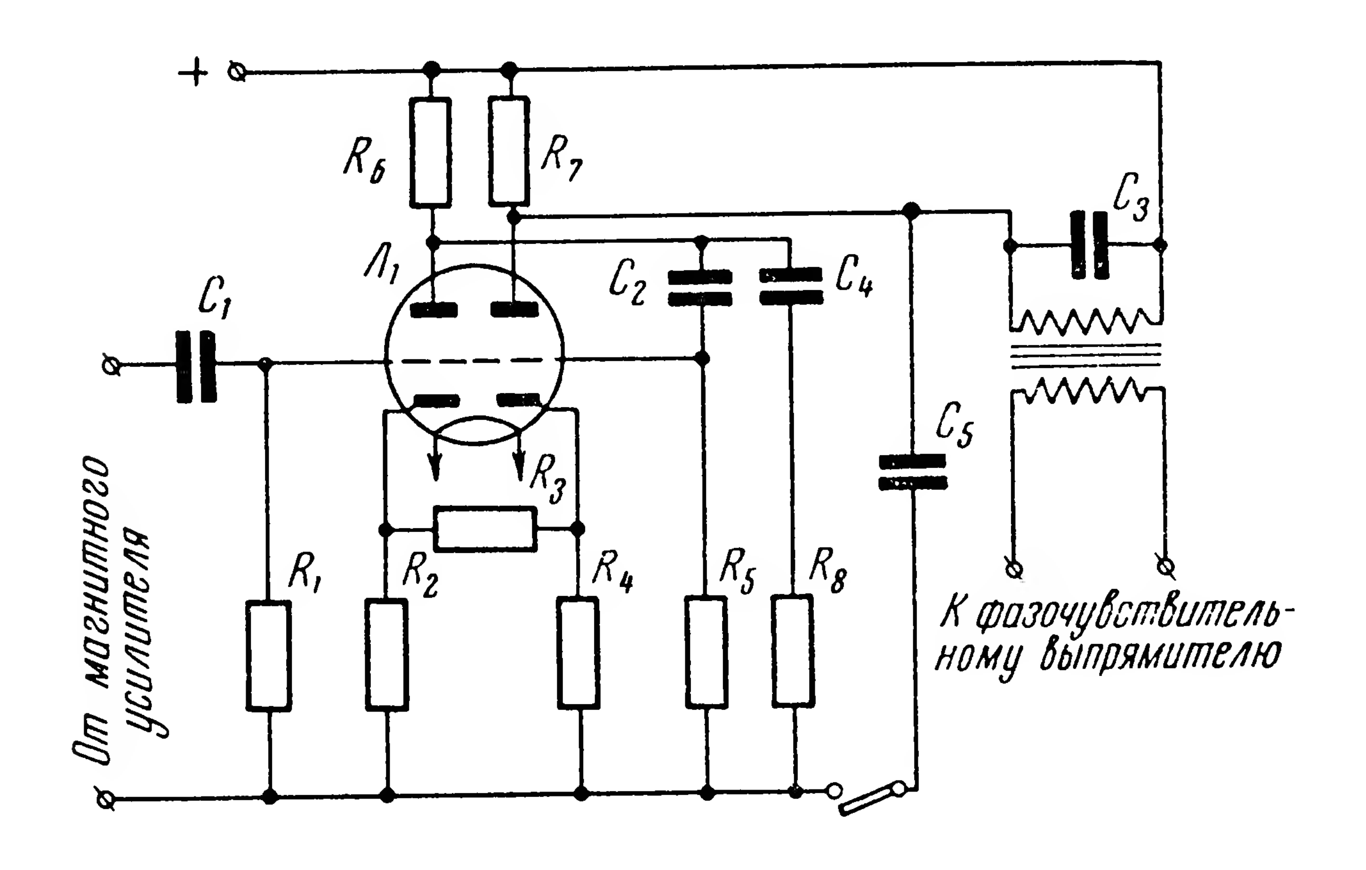


Рис. 9.36. Схема лампового усилителя

стабилизации (сигнал из канала крена в канал тангажа при совершении разворотов самолета). На рис. 9.35 указаны только три первые сигнала. Используемый магнитный усилитель представляет собой мостовой усилитель напряжения обычной схемы, выполненный на

двух сердечниках, на крайних стержнях которых расположены основные обмотки переменного тока, а на средних — управляющие (подмагничивающие) обмотки постоянного тока. Дифференциальное включение обмоток позволяет получать на выходе магнитного усилителя сигнал переменного тока, амплитуда которого пропорциональна величине алгебраической суммы входных сигналов постоянного тока, а фаза определяется полярностью этой суммы. Необходимо отметить, что в связи с тем, что выходные сигналы *ДУС* являются сигналами переменного тока (индукционный съем показаний), то между *ДУС* и *МУ* сигналы преобразуются фазочувствительными выпрямителями, не показанными на схеме рис. 9.33.

Для последующего усиления сигнала переменного тока используется двухкаскадный ламповый усилитель *ЛУ* (рис. 9.36) с трансформаторным выходом. Каскады работают на двойном триоде $Л_1$. Емкость C_3 используется для создания резонансного контура, настроенного на частоту усиливаемого сигнала.

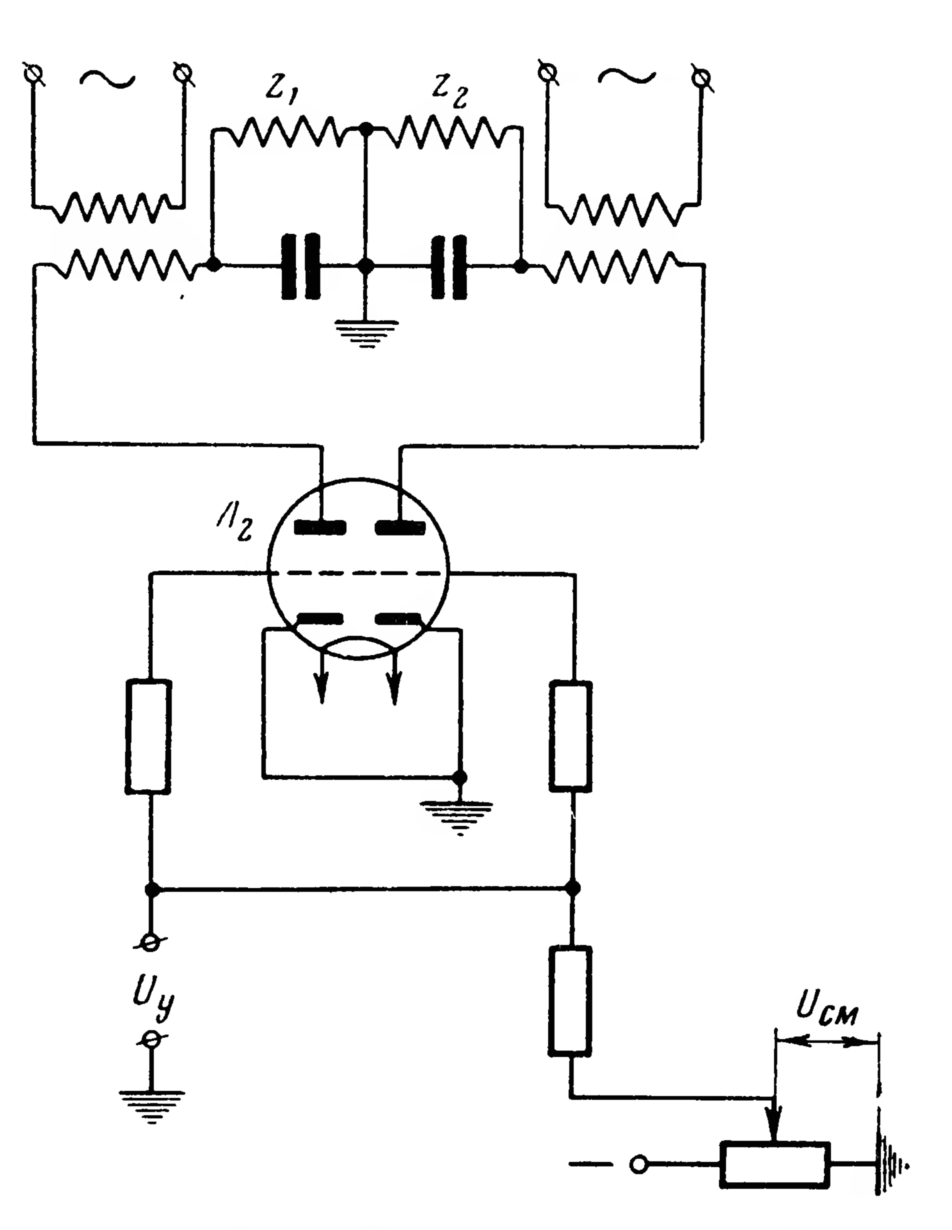


Рис. 9.37. Схема фазочувствительного выпрямителя

Фазочувствительный выпрямитель *ФЧВ* (рис. 9.37) предназначен для выпрямления входного сигнала переменного тока в сигнал постоянного, полярность которого определяется фазой входа и усиления сигнала по мощности. Управляющий сигнал $U_у$, подаваемый на вход схемы, вызывает пульсирующий ток (с отличной от нуля постоянной составляющей) в том или ином триоде лампы $Л_2$ в зависимости от того, в каком из триодов фаза управляющего сигнала совпадает с фазой анодного переменного напряжения. Выходной сигнал снимается с нагрузок Z_1 и Z_2.

На вход фазочувствительного выпрямителя *ФЧВ* поступает сигнал вибратора *В*, назначение которого описывалось выше. Кроме того, на сетки лампы $Л_2$ подаются напряжения смещения $U_{см}$ для регулировки чувствительности схемы. В схеме усилительного устройства *УУ* предусмотрены дополнительные обратные связи, служащие для регулировки коэффициентов усиления при переходе с одного режима работы автопилота на другой и для стабилизации работы схемы на

каждом определенном режиме. Одна из таких связей показана на блок-схеме усилительного устройства (рис. 9.34). На основной структурной схеме (рис. 9.33) эта связь не показана.

Рулевая машинка

Во всех трех каналах автопилота используются одинаковые электрогидравлические рулевые машинки *РМ*. Рулевая машинка автопилота АП-28 состоит из электромагнитного устройства и гидравлической части. Электромагнитное устройство представляет собой поляризованное реле (рис. 9.38) постоянного тока и преобразует поступаю-

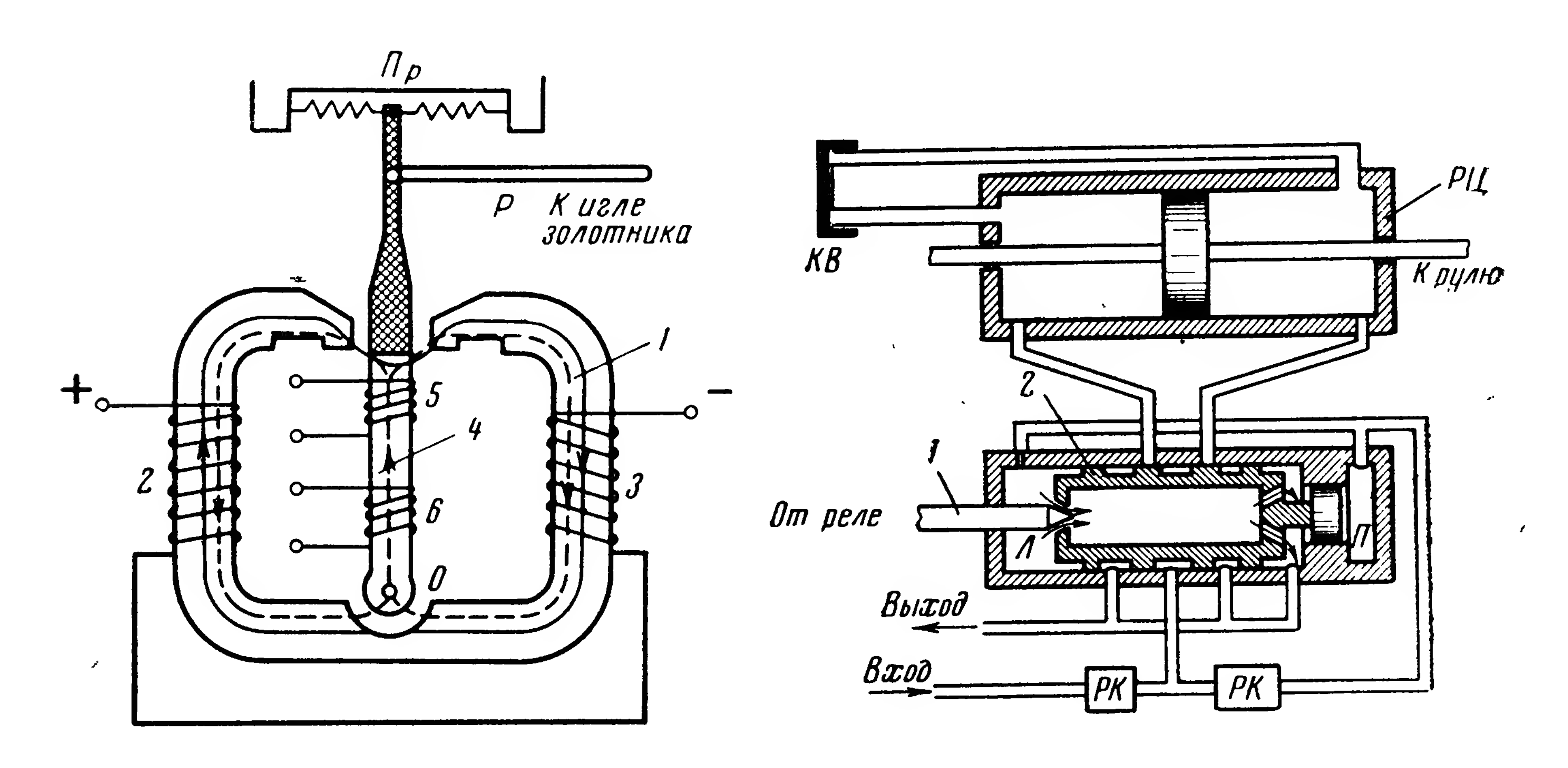


Рис. 9.38. Схема электромагнитного реле рулевой машинки

Рис. 9.39. Схема рулевой машинки

щие на него с выхода усилителя сигналы в перемещения иглы золотникового устройства.

Реле состоит из ярма *1*, на котором намотаны две катушки *2* и *3* подмагничивания, создающие основной магнитный поток. Якорь *4*, имеющий свободу вращения вокруг оси *О*, стремится при наличии подмагничивания сохранять устойчивое среднее положение равновесия. При появлении сигнала в управляющих обмотках *5* и *6* сигнальной катушки происходит перераспределение магнитных потоков, вызывающее отклонение якоря от среднего положения. При этом направление отклонения зависит от направления результирующего сигнала в сигнальной катушке, а величина — пропорциональна величине этого сигнала. Перемещения якоря поляризованного реле через рычаг *Р* передаются на иглу золотникового устройства рулевой машинки. Центрирующие пружины *П* увеличивают удельный восста-

навливающий момент якоря и уменьшают влияние вредных сил трения.

Перемещения иглы *1* (рис. 9.39) вызывают смещение золотника *2* золотникового распределительного устройства. При нейтральном (среднем) положении иглы масло из гиросистемы через редукционные клапаны *РК*, понижающие давление, поступает в правую полость *П* золотникового устройства. Вместе с тем оно протекает и через левую полость *Л*, проходит через зазор между иглой *1* и золотником *2* и через специальные отверстия в золотнике поступает к сливному отверстию. При этом величина давления в левой полости *Л* определяется количеством протекающей жидкости, т. е. сечением упоминавшегося выше зазора. При нейтральном положении иглы величина зазора подобрана такой, что силы, действующие на золотник со стороны левой и правой полостей, уравновешиваются. Золотник занимает также нейтральное положение, при котором перекрыты оба канала, ведущие в рабочий цилиндр *РЦ* рулевой машинки. При смещении иглы в каком-либо направлении, например вправо, проходное сечение отверстия между иглой и золотником уменьшается и повышается давление в левой полости золотникового устройства. В результате этого нарушения равновесия сил золотник смещается в том же направлении, т. е. вправо.

Таким образом золотник следит за перемещениями иглы. При перемещениях золотника с масляной магистралью сообщается та или иная полость рабочего цилиндра. В остальном рулевая машинка работает так, как это описано в гл. IV § 8. В схеме предусмотрен клапан выключения *КВ* рулевой машинки. При работе автопилота он закрыт и полости рабочего цилиндра могут сообщаться только через каналы, перекрываемые золотником. В этом случае перемещение поршня рулевой машинки может происходить только в зависимости от перемещений золотника.

При отключении автопилота клапан *КВ* открывается, соединяет полости цилиндра и делает возможным ручное управление самолетом.

Вибратор

Как уже указывалось, вибратор обеспечивает введение в соответствующий канал стабилизации дополнительного периодического сигнала, повышающего качество работы автопилота. Схема вибратора, приведенная на рис. 9.40, включает в себя индукционный двухфазный двигатель *Д*, якорь которого вращается с постоянной угловой скоростью, и индукционный датчик *ИД*, используемый в трансформаторном режиме.

Ротор датчика вращается двигателем через редуктор *Р*, что приводит к появлению во вторичной обмотке переменного напряжения, изменяющегося по гармоническому закону. Регулирование скорости

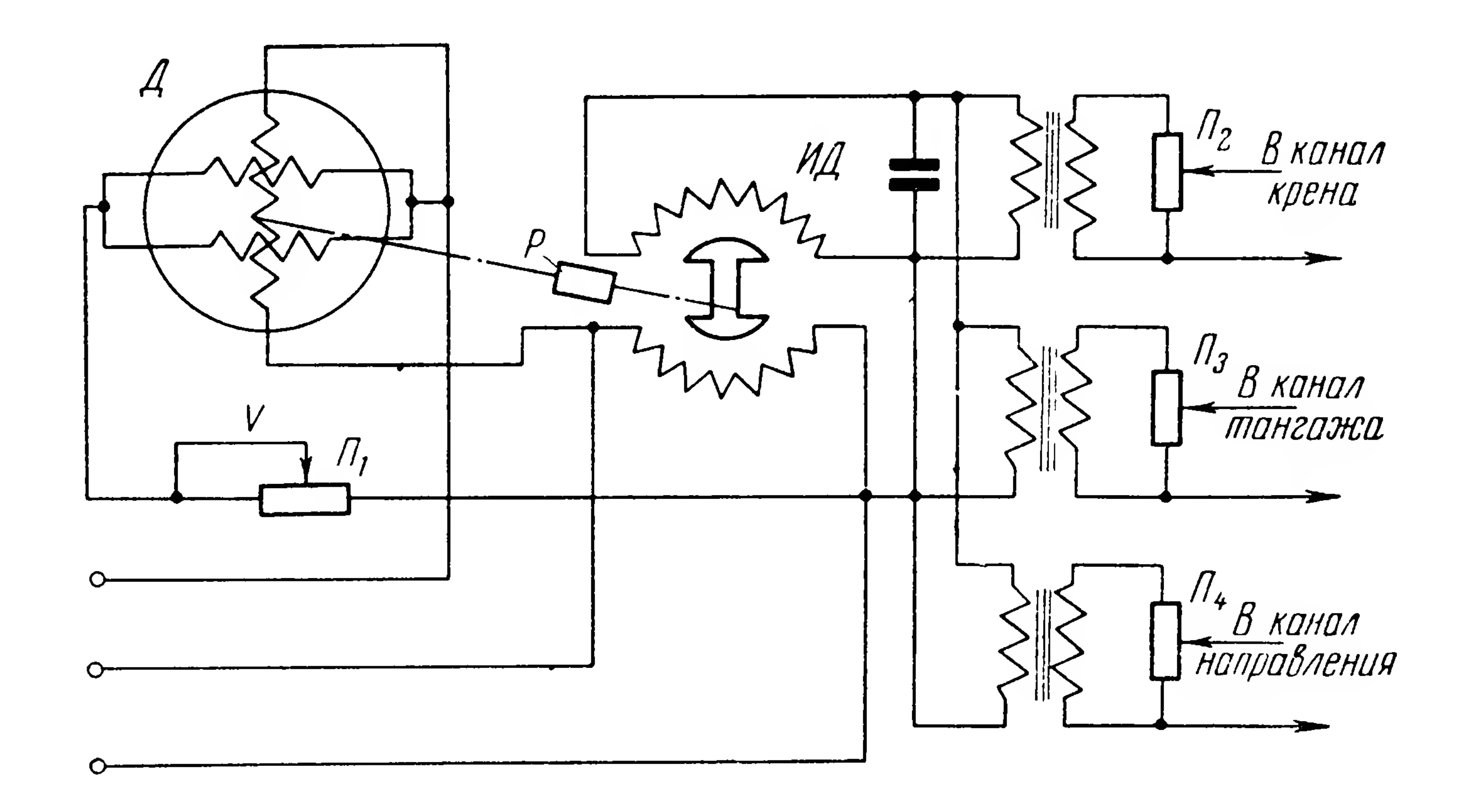


Рис. 9.40. Схема вибратора

двигателя с помощью потенциометра $П_1$ позволяет изменять частоту генерируемых колебаний. Указанное напряжение снимается с потенциометров $П_2$, $П_3$, $П_4$ и поступает в соответствующие каналы автопилота.

Рукоятка управления

В автопилоте АП-28 предусмотрена возможность управления самолетом через автопилот. С этой целью в комплект автопилота введена рукоятка управления *РУ* (см. рис. 9.41). Назначение рукоятки состоит в том, чтобы посылать в систему автопилота необходимые дополнительные сигналы управления. Рукоятка состоит из колонки со сферической ручкой, на которой имеется кнопка включения автопилота «Вкл.». Рукоятка подвешена в корпусе с помощью карданова подвеса и имеет свободу вращения вокруг продольной *АА* и поперечной *ВВ* осей самолета. Среднее положение рукоятки относительно обеих осей центрируется пружинами $Пр_1$ и $Пр_2$. Эти же пружины при отклонении рукоятки летчиком создают противодействующие усилия, позволяющие летчику «чувствовать» управление самолетом.

Отклонения ручки вызывают перемещения связанных с ней движков потенциометров $П_1$ и $П_2$ переменного тока. Снимаемые с потенциометров сигналы, пропорциональные отклонению ручки, вводятся на вход механизмов согласования соответствующих каналов стабилизации: с потенциометра $П_1$— в канал крена, с потенциометра $П_2$— в канал тангажа. Потенциометры имеют зону нечувствительности, исключающую подачу сигнала при нейтральном положении рукоятки

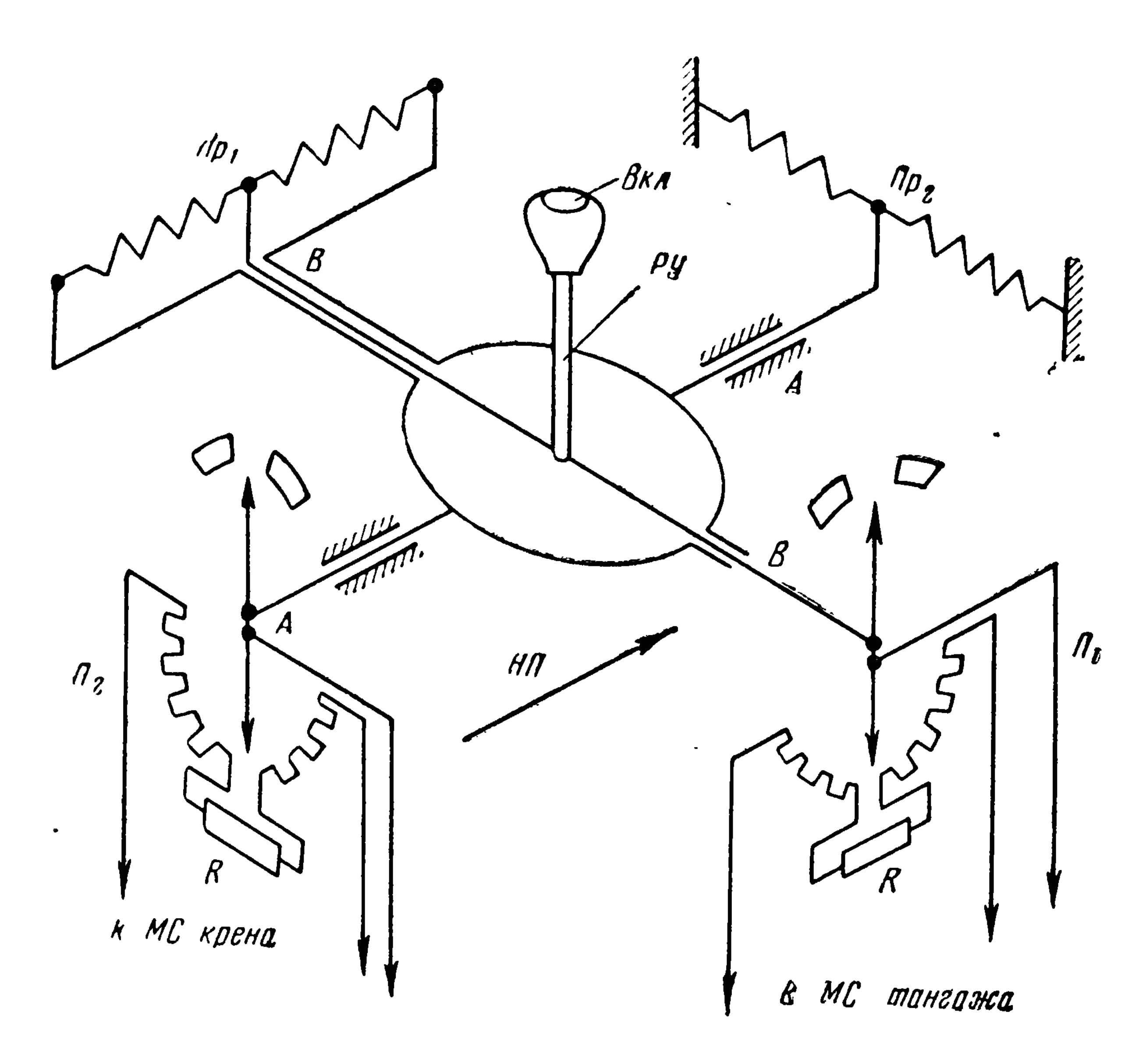


Рис. 9.41. Схема рукоятки управления

управления. Для увеличения крутизны характеристик потенциометров и повышения чувствительности механизмов согласования к отклонениям рукоятки в средней части потенциометров включены сопротивления R.

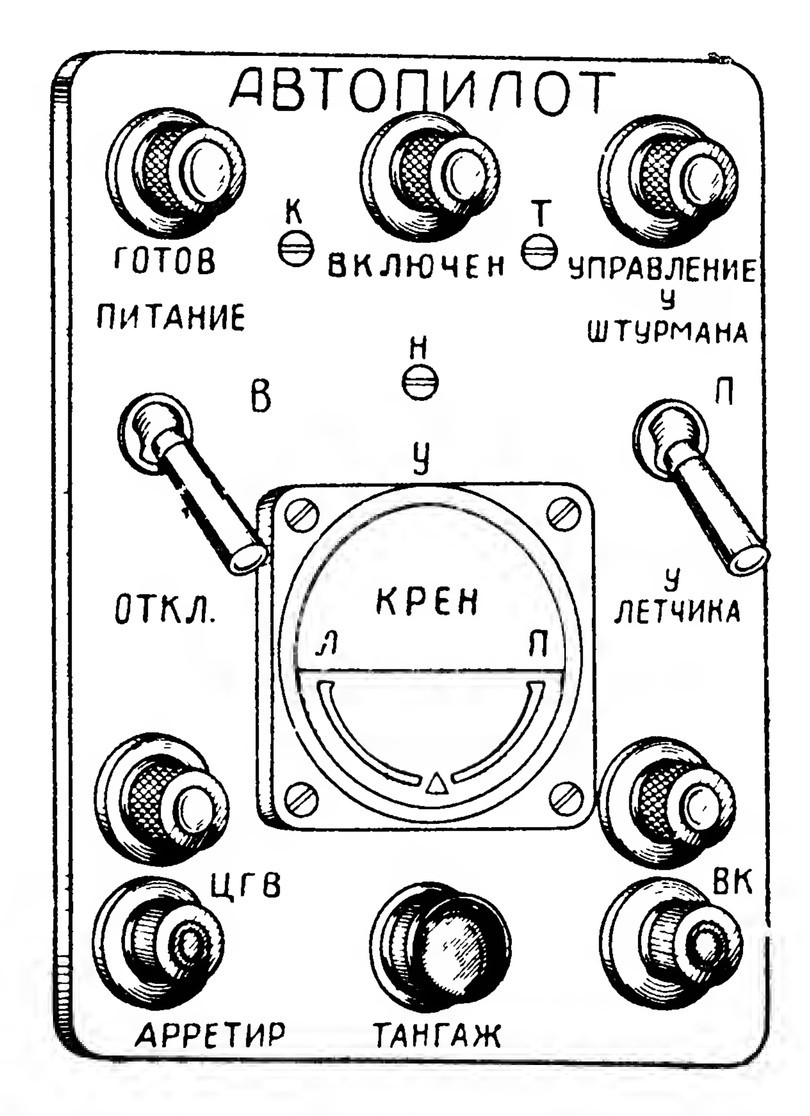


Рис. 9.42. Пульт управления

Пульт управления

Для контроля за работой автопилота и выполнения некоторых операций по управлению и настройке используется специальный пульт управления (рис. 9.42). Выключателем *В* осуществляется подача питания в цепи автопилота. Лампочка «Готов» сигнализирует о готовности автопилота к включению. Указатель *У* показывает положение гироузла центральной гировертикали *ЦГВ*. Лампочка *ЦГВ* сигнализирует о выбивании узла гировертикали из нормального положения. В слу-

чае выбивания кнопкой «Арретир» осуществляется арретирование гироузла. При включении автопилота кнопкой на рукоятке управления летчика загорается лампочка «Включен». Кнопка и лампочка, отмеченные надписью «Вкл.», сигнализируют включение высотного корректора. Переключатель *П* переключает управление самолетом через автопилот от летчика к штурману. Во втором случае загорается верхняя лампочка. Кроме того, на панель выведены регулировочные винты *К*, *Т* и *Н* для центрирования магнитных усилителей в каналах крена, тангажа и направления соответственно. Для центрирования цепи тангажа на пульте имеется ручка «Тангаж». Кроме пульта и рукоятки управления, для управления автопилотом имеются кнопки включения и приведения в горизонт, расположенные в кабине самолета.

Механизм согласования

Механизм согласования *МС* предназначен для автоматического приведения сигнала на выходе лампового усилителя *ЛУ* к нулевому значению (см. рис. 9.34). Механизм состоит из двухфазного индук-

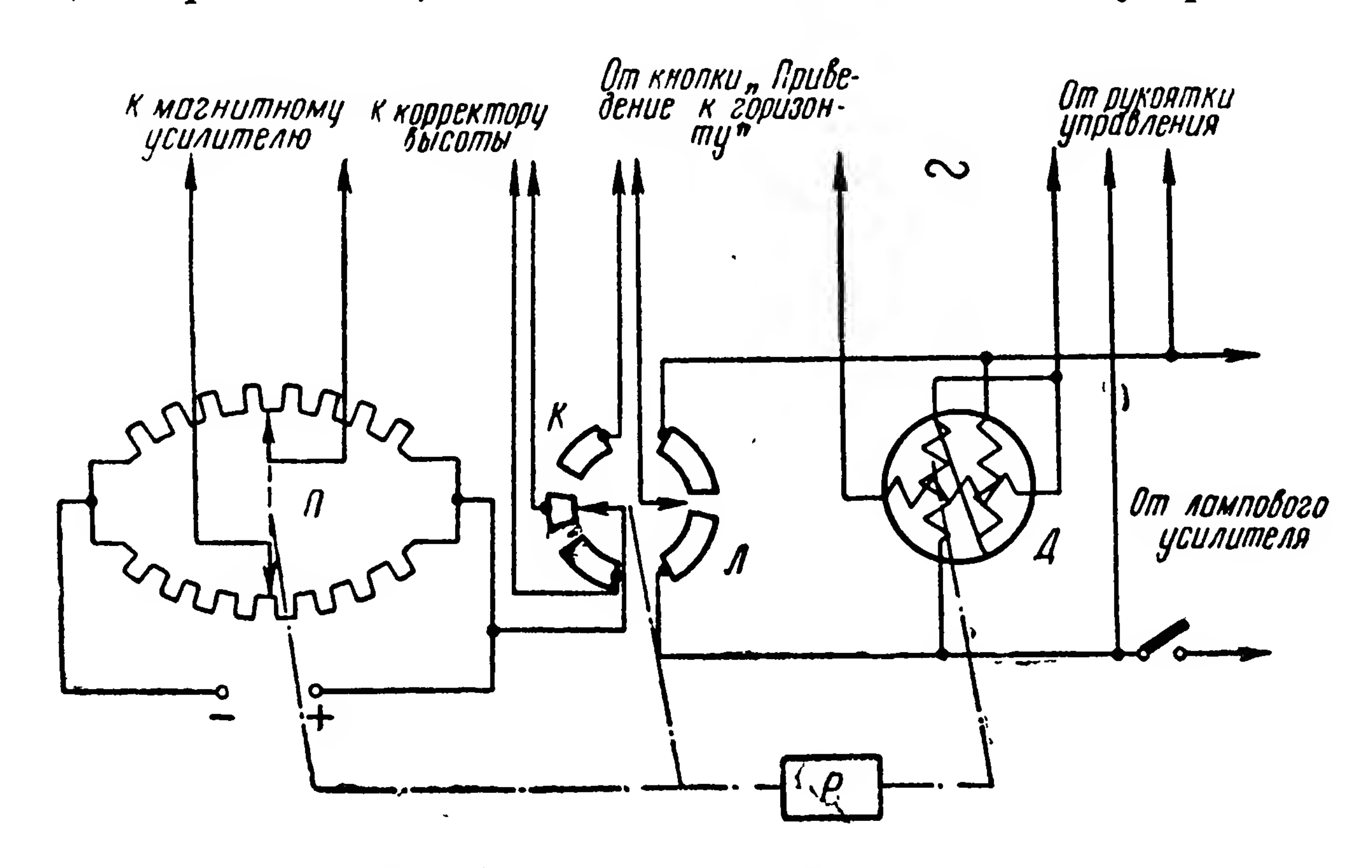


Рис. 9.43. Схема механизма согласования

ционного двигателя *Д* (рис. 9.43), потенциометра *П* и ламельного устройства *Л*. Движки потенциометра и ламельного устройства через редуктор *Р* связаны с осью двигателя. Обмотка возбуждения двигателя питается переменным током фиксированного напряжения и частоты. При включении механизма согласования сигналы на управляющую обмотку двигателя могут, в зависимости от режима работы автопилота, поступать с выхода лампового усилителя, от рукоятки управления летчика и от ламельного устройства. Сигналы, снимаемые с потенциометра, подаются на вход соответствующего магнитного усилителя. При любом из перечисленных источников питания управ-

ляющей обмотки двигателя его вращение продолжается до тех пор, пока не станет равен нулю управляющий сигнал.

Более подробно действие механизма согласования будет рассмотрено параллельно с анализом работы автопилота в различных режимах.

Работа автопилота

При выключенном питании автопилота все его цепи обесточены, открыт клапан, соединяющий полости рабочего цилиндра рулевой машинки (см. рис. 9.39), и летчик осуществляет обычное ручное управление самолетом. Включение автопилота осуществляется специальным тумблером *В* на пульте управления (см. рис. 9.42) в положение «Питание». При этом включаются гиромоторы измерительных приборов, питание усилителей и цепь биметаллического реле времени. Через 50÷120 *сек* (время, необходимое для разгона гироскопов и прогрева электронных ламп) реле времени включает сигнализацию (лампочки «Готов» и «*ЦГВ*») о готовности автопилота к включению.

Весь период времени с момента включения питания автопилот работает в режиме согласования. В этом режиме выходы ламповых усилителей отключены от рулевых машинок и поданы на механизмы согласования (контакты *6*, *7* и *8* на рис. 9.33 находятся в нижнем положении). В этом случае каждый из механизмов согласования работает следующим образом (см. рис. 9.43). В управляющую обмотку двигателя *Д* поступает сигнал с выхода лампового усилителя. Направление возникающего вращения якоря определяется фазой сигнала переменного тока, т. е. полярностью суммарного сигнала постоянного тока на входе магнитного усилителя. Вращение якоря через редуктор *Р* передается движкам потенциометра *П* постоянного тока. Напряжение, снимаемое с потенциометра, поступает на вход магнитного усилителя. Это напряжение компенсирует все сигналы на входе магнитного усилителя. Движение якоря продолжается до тех пор, пока не обесточится управляющая обмотка двигателя *Д*, т. е. сигнал на выходе лампового усилителя. Таким образом, в режиме согласования, пока автопилот не включен, механизм согласования обеспечивает непрерывную автоматическую компенсацию всех сигналов (от измерителей, обратной связи и т. д.), поступающих на вход магнитного усилителя. Этими операциями достигается отсутствие сигналов в каналах стабилизации автопилота.

Включение автопилота осуществляется нажатием специальной кнопки «Вкл.», расположенной на рукоятке управления (см. рис. 9.41). При этом выходы усилителей переключаются с механизмов согласования на цепи рулевых машинок. Это осуществляется переключением контактов *6*, *7* и *8* в верхнее положение (см. рис. 9.33). Одновременно замыканием контактов *2*, *3* и *4* (см. рис. 9.33) подключаются датчики угловой скорости (*ДУС*), включаются дополнительные связи в усили-

тельном устройстве, электромагнитные клапаны запирают каналы, сообщающие полости рабочего цилиндра рулевой машинки. Кроме того, выключается лампочка «Готов» и загорается лампочка «Включен» на пульте управления (рис. 9.42). Так как сигнал на выходе механизма согласования остается неизменным, то сигналы на выходе усилительного устройства определяют отклонения самолета от того режима полета, который имел место к моменту включения автопилота. Следовательно, в рассматриваемом режиме работы автопилота осуществляется стабилизация того вида движения самолета, какой был в момент включения автопилота (прямолинейный полет, установившийся вираж и т. п.).

Следующим основным режимом работы автопилота является режим управления самолетом с помощью автопилота. Переход на этот режим осуществляется непосредственным отклонением рукоятки управления в соответствующем направлении. При замыкании контактов *6* и *7* (см. рис. 9.33) автоматически происходят необходимые переключения. А именно, выходные цепи потенциометров рукоятки управления подключаются к входам соответствующих механизмов согласования (замыкаются контакты *9* и *10*). Необходимо отметить, что при отклонении рукоятки по тангажу сигналы управления подаются только в соответствующий канал тангажа. При управлении же по крену сигнал с потенциометра крена подается в каналы крена и тангажа. Наличие такой перекрестной связи имеет своей целью предотвращение потери высоты при выполнении разворота и выполнение условий правильности виража. Кроме этого, в канале курса замыканием контакта *11* механизм согласования подключается к магнитному усилителю (см. рис. 9.33). Этим достигается автоматическая компенсация сигнала гироиндукционного компаса *ГИК* при развороте.

Одновременно с указанными переключениями с потенциометров рукоятки управления снимаются сигналы, пропорциональные углам поворота рукоятки относительно осей крена и тангажа (см. рис. 9.41). Указанные сигналы поступают в управляющие обмотки соответствующих механизмов согласования (см. рис. 9.43). Результатом этого является вращение якоря двигателя *Д* с угловой скоростью, пропорциональной величине сигнала. Снимаемый при этом с потенциометра *П* механизма согласования сигнал поступает на вход магнитного усилителя, вызывает отклонение рулей и, как следствие этого, эволюцию самолета. По мере отклонения самолета сигнал управления компенсируется сигналами от *ЦГВ* и *ДУС*. Таким образом обеспечивается пропорциональность угловой скорости вращения самолета величине угла отклонения рукоятки управления. Действия автопилота при управлении тангажом и креном осуществляются принципиально одинаково.

Характерным режимом работы автопилота АП-28 является режим «приведения самолета к горизонту». В этом случае при включении в любом положении самолета автопилот автоматически возвращает

самолет к режиму прямолинейного горизонтального полета и затем выполняет стабилизацию этого движения. В этом режиме взаимодействие всех основных частей автопилота сохраняется. Отличие сводится к переключению механизмов согласования с помощью ламельных устройств (см. рис. 9.43).

При включении кнопки «Приведение к горизонту» на контактные ламели *Л* подается напряжение переменного тока (при этом управляющая обмотка отключается от выхода лампового усилителя и рукоятки управления). Якорь двигателя *Д* вращается до возвращения движка ламельного устройства в среднее, нулевое положение. Снимаемый в этом положении сигнал потенциометра *П* также равен нулю. Следовательно, на вход усилительных устройств теперь поступают не скомпенсированные ничем сигналы измерителей.

В соответствии с основным принципом действия каждого канала стабилизации возникающее перемещение рулей стремится привести самолет в то положение, при котором эти сигналы отсутствуют. Таким режимом является как раз режим прямолинейного горизонтального полета. При возвращении движка ламельного устройства в нулевое положение замыкается контакт (рис. 9.43), включающий корректор высоты (замыкается контакт *5* на рис. 9.33), обеспечивающий постоянство высоты полета на данном режиме.

Скорости приведения к горизонту могут быть установлены разными для различных типов самолетов. Помимо основных перечисленных элементов автопилота, в него входят источники питания и различные регулирующие и блокирующие элементы.

Уравнения автопилота, связывающие углы отклонения рулей с регулируемыми параметрами, различны для различных режимов работы автопилота. Кроме того, записывая эти уравнения, необходимо исходить из определенной степени идеализации динамических свойств отдельных элементов. Будем ориентироваться на те предположения об уравнениях таких элементов, которые были сделаны в главе IV и использованы в последующем изложении.

Для основного режима стабилизации прямолинейного горизонтального полета уравнения автопилота в предположении его идеальности были записаны в начале настоящего параграфа. Теперь дополним их, учитывая динамические свойства основных элементов автопилота. Будем считать все элементы линейными и найдем выражения для основных передаточных функций автопилота. Примем во внимание следующие основные элементы схемы (рис. 9.33 и 9.34).

Гироиндукционный компас *ГИК* можно считать идеальным динамическим звеном, осуществляющим измерение курсовых отклонений ψ:

$$U_\psi = k'_\psi \psi,$$

где U_ψ — снимаемый сигнал;

k'_ψ — коэффициент пропорциональности,

откуда передаточная функция

$$W_{\text{гик}}(p) = k'_{\psi}.$$

Аналогично для *ЦГВ*

$$W^{\vartheta}_{\text{цгв}}(p) = k'_{\vartheta};$$

$$W^{\gamma}_{\text{цгв}}(p) = k'_{\gamma}.$$

Для датчиков угловых скоростей *ДУС*, учитывая данные, полученные в гл. IV, § 4, можно записать, для простоты считая их одинаковыми:

$$W_{\text{дус}}(p) = \frac{k_1 p}{T_1^2 p^2 + 2\xi_1 T_1 p + 1}.$$

Передаточная функция магнитного усилителя (см. п. 4.5) может быть записана в виде

$$W_{\text{му}}(p) = \frac{k_2}{T_2 p + 1}.$$

Считая ламповые усилители и фазочувствительные выпрямители идеальными динамическими звеньями, будем характеризовать их соответствующими (общими в данном канале) коэффициентами усиления k''_{ψ}, k''_{ϑ} и k''_{γ}.

Для электромагнитного устройства как звена второго порядка

$$W_{\text{эм}}(p) = \frac{k_3}{T_3^2 p^2 + 2\xi_2 T_3 p + 1}.$$

И, наконец, для рулевой машинки, рассматривая ее (без обратной связи) как интегрирующее звено:

$$W_{\text{р. м}}(p) = \frac{1}{T_{\text{н}} p}.$$

Примем во внимание, что в рассматриваемом режиме стабилизации на вход магнитных усилителей поступают сигналы:

$$U_{\text{н}} = k''_{\psi} U_{\psi} + k_{\dot{\psi}} U_{\dot{\psi}} - k^{\psi}_{\text{о. с}} \delta_{\text{н}};$$

$$U_{\text{к}} = k''_{\gamma} U_{\gamma} + k_{\dot{\gamma}} U_{\dot{\gamma}} - k^{\gamma}_{\text{о. с}} \delta_{\text{э}};$$

$$U_{\text{в}} = k''_{\vartheta} U_{\vartheta} + k_{\dot{\vartheta}} U_{\dot{\vartheta}} - k^{\vartheta}_{\text{о. с}} \delta_{\text{в}}$$

и исключая все промежуточные переменные U, получим основные передаточные функции автопилота:

$$K_{\text{н}}(p)=\frac{\left[k'_{\psi}\,k''_{\psi}\,(T_1^2p^2+2\xi_1T_1p+1)+k_1k_{\dot\psi}\,p\right]k_2k_3}{(T_1^2p^2+2\xi_1T_1p+1)\,[(T_2p+1)\,(T_3^2p^2+2\xi_2T_3p+1)\,T_4p+k^{\psi}_{\text{о.с}}\,k_2k_3]};$$

$$K_{\text{в}}(p)=\frac{\left[k'_{\vartheta}\,k''_{\vartheta}\,(T_1^2p^2+2\xi_1T_1p+1)+k_1k_{\dot\vartheta}\,p\right]k_2k_3}{(T_1^2p^2+2\xi_1T_1p+1)\,[(T_2p+1)\,(T_3p^2+2\xi_2T_3p+1)\,T_4p+k^{\vartheta}_{\text{о.с}}\,k_2k_3]};$$

$$K_{\text{э}}(p)=\frac{\left[k'_{\gamma}\,k''_{\gamma}\,(T_1^2p^2+2\xi_1T_1p+1)+k_1k_{\dot\gamma}\,p\right]k_2k_3}{(T_1^2p^2+2\xi_1T_1p+1)\,[(T_2p+1)\,(T_3^2p^2+2\xi_2T_3p+1)\,T_4p+k^{\gamma}_{\text{о.с}}\,k_2k_3]}.$$

Аналогичным образом могут быть определены в режиме управления передаточные функции автопилота по отношению к управляющим воздействиям — углам отклонения ручки управления. При необходимости принять во внимание нелинейность характеристик некоторых элементов можно воспользоваться записью уравнений автопилота в виде нелинейных дифференциальных уравнений, не пользуясь передаточными функциями.

При составлении уравнений автопилота для режима разворота следует учитывать перекрестные связи, упоминавшиеся выше. И, наконец, составляя уравнения движения в режиме «приведение к горизонту» необходимо учесть динамические свойства механизмов согласования.

§ 7. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НЕКОТОРЫХ АВТОПИЛОТОВ

Варианты схем автоматической стабилизации, приведенные выше, имеют принципиальное сходство, несмотря на имеющиеся различия в назначении, осуществлении закона регулирования, используемой энергии и в конструктивном выполнении отдельных звеньев. Измерительные приборы, промежуточные устройства, усилители, рулевые машинки, используемые в отдельных типах автопилотов, хотя и имеют конструктивные различия, однако их назначением является выполнение одних и тех же функций. Поэтому нет необходимости в продолжении описания вариантов систем автоматической стабилизации, являющихся, по существу, различными комбинациями взаимодействия между отдельными звеньями автопилота, подробно описанными в гл. IV. Для ознакомления читателя с характеристиками выполненных автопилотов приводится таблица, в которой даны основные параметры осуществленных систем автоматической стабилизации летательных аппаратов.

Приведенная таблица в сочетании с описанными ранее принципиальными схемами некоторых автопилотов позволяет составить представление о схемах и конструкциях наиболее характерных устройств автоматической стабилизации летательных аппаратов.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

№ п.п.	Модель автопилота. Фирма. Год выпуска	Род питания	Оси стабилизации	Измерительные устройства
1	2	3	4	5
1	АВП-1 СССР 1932	Пневматический	Возможна одновременная стабилизация самолета относительно всех трех его координатных осей	Пневматический курсовой гироскоп. Гироскоп с тремя степенями свободы, корректируемый маятником. Гироскопический измеритель угловых скоростей крена. Измеритель воздушной скорости.
2	Сименс (Германия)	Электрогидравлический	Возможна одновременная стабилизация относительно трех координатных осей самолета	Пневматический курсовой гироскоп и гироскопический измеритель угловых скоростей рыскания. Гироскоп с тремя степенями свободы, корректируемый маятником. Указатель воздушной скорости и гироскопы, измеряющие угловые скорости тангажа и крена. Статоскоп высоты
3	СТЛ-4 (СССР) 1936	Пневматический	Возможна одновременная стабилизация самолета относительно всех трех его координатных осей	Пневматический курсовой гироскоп. Пневматический авиагоризонт
4	А-2 Сперри (США) 1936	Пневмогидравлический	Осуществляет стабилизацию одновременно относительно всех трех осей координат самолета	Пневматический курсовой гироскоп и гировертикаль. Статоскоп высоты

НЕКОТОРЫХ АВТОПИЛОТОВ

Закон регулирования	Способ осуществления обратной связи	Промежуточные и усилительные устройства	Рулевые машинки	Связь цепей стабилизации и наличие координированного разворота
6	7	8	9	10
$\delta_н = k_\psi \psi$; $\delta_в = k_\vartheta \vartheta + k_V \Delta V$; $\delta_э = k_\gamma \gamma + k_{\dot\gamma} \dot\gamma$	Обратная связь с помощью упругих соединений рулей с приемниками сигналов гироскопов	Струйные пневмореле и пневматические реле, состоящие из двух заполняемых воздухом гибких полостей (мехов) и пневматические золотниковые элементы	Пневматические, выполненные в виде мехов, заполняемых сжатым воздухом и перемещающих соответствующие рули управления	Разворот осуществляется вручную
$\delta_н = k_\psi \psi + k_{\dot\psi} \dot\psi$; $\delta_в = k_\vartheta \vartheta + k_{\dot\vartheta} \dot\vartheta + k_V V$; $\delta_э = k_\gamma \gamma + k_{\dot\gamma} \dot\gamma$;	Гибкая с помощью механических тяг и гидравлических дифференцирующих устройств	Механические суммирующие и электромагнитные промежуточные устройства и золотники	Гидравлические поршневого типа	Цепи стабилизации работают независимо друг от друга. Возможно задание режима плоского разворота с одной из шести заданных угловых скоростей. Предусмотрена возможность сохранения высоты полета путем регулирования мощности двигателя
$\delta_н = k_\psi \psi$; $\delta_в = k_\vartheta \vartheta$; $\delta_э = k_\gamma \gamma$	Жесткая	Струйные пневмореле и пневматические золотники	Пневматические поршневого типа	Цепи стабилизации работают независимо друг от друга. Координации виража нет
$\delta_н = k_\psi \psi$; $\delta_в = k_\vartheta \vartheta + k_н \Delta H$; $\delta_э = k_\gamma \gamma$	Жесткая обратная связь (с помощью механической связи тросами)	Пневматические мембранные реле и золотниковые гидравлические элементы	Гидравлические поршневого типа	Цепи стабилизации курсового продольного и кренового движений не связаны. Автоматической координации разворота нет

23 Заказ 272

№ п.п.	Модель автопилота. Фирма. Год выпуска	Род питания	Оси стабилизации	Измерительные устройства
1	2	3	4	5
5	А-4 Сперри (США) 1940	Пневмогидравлический	Возможна одновременная стабилизация относительно трех координатных осей	Пневматический курсовой гироскоп и гироскопический измеритель угловых скоростей рыскания. Гировертикаль и пневматические дифференцирующие элементы
6	К-4 й Сименс (Германия) 1940	Электрогидравлический	Осуществляет стабилизацию только курсового движения самолета	Электрический курсовой гироскоп и гироскопический измеритель угловых скоростей рыскания на курсе
7	Аскания (Германия) 1940	Пневмогидравлический	Осуществляет стабилизацию только курсового движения	Пневматический курсовой гироскоп и гироскопический измеритель угловых скоростей и ускорений рыскания
8	А-5 Сперри (США) 1941	Электрогидравлический	Осуществляет одновременную стабилизацию относительно всех трех осей	Курсовой гироскоп с последующим двухкратным дифференцированием его сигналов электрическими цепочками. Гировертикаль и дифференцирующие цепочки. Статоскоп высоты
9	Аскания, Аншютц, Патин (Германия) 1943	Электрический	Осуществляет одновременную стабилизацию относительно всех трех осей	Электрическая гировертикаль. Электрический курсоуказатель. Три гироскопических прибора для измерения угловых скоростей и ускорений
10	К-22 Сименс (Германия) 1944	Электрогидравлический	Стабилизация только курсового движения	Дистанционный компас и гироскопический измеритель угловых скоростей рыскания. Акселерометр для измерения боковых ускорений самолета

Продолжение

Закон регулирования	Способ осуществления обратной связи	Промежуточные и усилительные устройства	Рулевые машинки	Связь цепей стабилизации и наличие координированного разворота
6	7	8	9	10
$\dot{\delta}_н = k_\psi \psi + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi}$; $\dot{\delta}_в = k_\vartheta \vartheta + k_{\dot{\vartheta}} \dot{\vartheta}$ $\dot{\delta}_э = k_\gamma \gamma + k_{\dot{\gamma}} \dot{\gamma}$	Отсутствует	Пневматические мембранные реле и гидравлические золотники	Гидравлические поршневого типа	Цепи стабилизаций не связаны. Автоматической координации разворота нет
$\delta_н = k_\psi \psi + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi}$	Жесткая	Магнитоэлектрический усилитель, механическое суммирующее устройство	Гидравлическая поршневого типа	Плоский разворот может осуществляться автоматически, крен — вручную
$\dot{\delta}_н = k_\psi \psi + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi} + k_{\ddot{\psi}} \ddot{\psi}$	Отсутствует	Мембранные пневмореле и клапаны гидравлической рулевой машинки	Гидравлическая поршневого типа	Плоский разворот может осуществляться автоматически, крен — вручную
$\dot{\delta}_н = k_\psi \psi + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi} + k_{\ddot{\psi}} \ddot{\psi}$; $\dot{\delta}_в = k_\vartheta \vartheta + k_{\dot{\vartheta}} \dot{\vartheta} + k_{\ddot{\vartheta}} \ddot{\vartheta} + k_н \Delta H$; $\dot{\delta}_э = k_\gamma \gamma + k_{\dot{\gamma}} \dot{\gamma} + k_{\ddot{\gamma}} \ddot{\gamma}$	Отсутствует	Суммирование и преобразование сигналов на переменном токе. Электронные усилители переменного тока	Гидравлическая поршневого типа	В установившемся полете цепи стабилизации не связаны. Имеется возможность автоматического выполнения координированного разворота
$\dot{\delta}_н = k_\psi \dot{\psi} + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi} + k_{\ddot{\psi}} \ddot{\psi}$; $\dot{\delta}_в = k_\vartheta \vartheta + k_{\dot{\vartheta}} \dot{\vartheta} + k_{\ddot{\vartheta}} \ddot{\vartheta}$; $\dot{\delta}_э = k_\gamma \gamma + k_{\dot{\gamma}} \dot{\gamma} + k_{\ddot{\gamma}} \ddot{\gamma}$	Отсутствует	Магнитоэлектрические и электромашинные усилители	Электрическая — двигатель постоянного тока с управлением со стороны якоря	Цепи стабилизации не связаны. Имеется возможность автоматического выполнения координированного разворота
$\delta_н = k_\psi \psi + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi} + k_z w_z$	Жесткая, электромеханическая	Магнитный усилитель	Электрогидравлическая	—

№ п.п.	Модель автопилота. Фирма. Год выпуска	Род питания	Оси стабилизации	Измерительные устройства
1	2	3	4	5
11	Смит (Англия) 1948	Электрический	Стабилизация одновременно относительно трех координатных осей	Маятниковые датчики, гироскопические измерители угловых скоростей и электрические дифференцирующие элементы. Статоскоп высоты
12	Лир (США) 1949	Электрический	Стабилизация относительно всех трех координатных осей самолета	Электрический курсовой гироскоп, гироскопический измеритель угловых скоростей рыскания и электрический дифференцирующий элемент. Гировертикаль, датчики угловой скорости и электрические дифференцирующие элементы. Измеритель высоты полета и электрическое дифференцирующее устройство
13	Дженерал — Электрик (США) 1950	Электрогидравлический	Одновременная стабилизация относительно трех координатных осей самолета	Гировертикаль. Гироскопический измеритель угловых скоростей рыскания и электрический интегрирующий элемент. Измеритель высоты полета
14	Вестингауз (США) 1954	Электрогидравлический	Стабилизация относительно трех координатных осей самолета	Маятниковый датчик углов. Гироскопические измерители угловых скоростей и дифференцирующие электрические цепочки. Статоскоп высоты. Маятниковый измеритель угла скольжения

Продолжение

Закон регулирования	Способ осуществления обратной связи	Промежуточные и усилительные устройства	Рулевые машинки	Связь цепей стабилизации и наличие координированного разворота
6	7	8	9	10
$\dot{\delta}_{н} = k_{\psi}\,\psi + k_{\dot{\psi}}\,\dot{\psi} + k_{\ddot{\psi}}\,\ddot{\psi} + k_{\gamma}^{н}\,\gamma$; $\dot{\delta}_{в} = k\,\vartheta\vartheta + k_{\dot{\vartheta}}\,\dot{\vartheta} + k_{\ddot{\vartheta}}\,\ddot{\vartheta} + k_{н}\,\Delta H + k_{\dot{н}}\,\Delta\dot{H} + k_{\gamma}\,\gamma$; $\dot{\delta}_{э} = k_{\gamma}\,\gamma + k_{\dot{\gamma}}\,\dot{\gamma} + k_{\ddot{\gamma}}\,\ddot{\gamma}$	Гибкая с использованием тахогенератора переменного тока	Сложение сигналов и их усиление с помощью магнитных усилителей	Электрическая с электромагнитными муфтами (постоянного тока)	Все три цепи стабилизации динамически связаны. Имеется координированный разворот
$\delta_{н} = k_{\psi}\,\psi + k_{\dot{\psi}}\,\dot{\psi} + k_{\ddot{\psi}}\,\ddot{\psi}$; $\delta_{в} = k_{\vartheta}\,\vartheta + k_{\dot{\vartheta}}\,\dot{\vartheta} + k_{\ddot{\vartheta}}\,\ddot{\vartheta} + k_{н}\,\Delta H + k_{\dot{н}}\,\Delta\dot{H}$; $\delta_{э} = k_{\gamma}\,\gamma + k_{\dot{\gamma}}\,\dot{\gamma} + k_{\ddot{\gamma}}\,\ddot{\gamma}$	Жесткая	Электронные усилители	Электрические с порошковыми муфтами	В прямолинейном установившемся полете не связаны, имеется возможность совершения координированного разворота
$\delta_{н} = k_{\psi}\,\psi + k_{\dot{\psi}}\,\dot{\psi}$	Жесткая и гибкая обратные связи	Тиратронные усилители	Электрогидравлическая	Цепь тангажа независима. Цепи курсового и кренового движений в процессе координированного разворота связаны.
$\delta_{н} = k_{\psi}\,\psi + k_{\dot{\psi}}\,\dot{\psi}$; $\delta_{в} = k_{\vartheta}\,\vartheta + k_{н}\Delta H + k_{\dot{н}}\,\Delta\dot{H}$; $\delta_{э} = k_{\dot{\gamma}}\,\dot{\gamma} + k_{\psi}^{э}\psi + k_{\beta}\,\beta$	Жесткая	Суммирование и преобразование сигналов с помощью магнитных усилителей	Гидравлические	Цепь тангажа независима, цепи курсового и кренового движений связаны. Возможен координированный разворот

№ п.п.	Модель автопилота. Фирма. Год выпуска	Род питания	Оси стабилизации	Измерительные устройства
1	2	3	4	5
15	Миннеаполис-хонейуэл (США)	Электро-гидравлический	Одновременная стабилизация относительно всех трех координатных осей	Гировертикаль. Гироскопические измерители угловых скоростей и интегрирующие электрические цепочки. Статоскоп высоты
16	Лир (США) 1955	Электрический	Одновременная стабилизация относительно трех координатных осей самолета	Гировертикаль. Гироскопические измерители угловых скоростей. Измерители высоты полета. Маятниковый измеритель скольжения. Электрические дифференцирующие элементы. Измеритель числа М для коррекции параметров автопилота

Продолжение

Закон регулирования	Способ осуществления обратной связи	Промежуточные и ускорительные устройства	Рулевые машинки	Связь цепей стабилизации и наличие координированного разворота
6	7	8	9	10
$\delta_н = k_\psi \psi + k_{\dot\psi} \dot\psi$ $\delta_в = k_\vartheta \vartheta + k_{\dot\vartheta} \dot\vartheta + k_н \Delta H + k_{\dot н} \Delta \dot H$ $\delta_э = k_\gamma \gamma + k_{\dot\gamma} \dot\gamma + k_\psi^э \psi$	Жесткая и гибкая с помощью тахогенераторов переменного тока	Электронные усилители	Электрогидравлические (предусмотрена возможность установки 2-х типов)	Цепи тангажа и курса независимы. Цепь крена связана с курсовой. Возможен координированный разворот. Предусмотрена регулировка коэффициентов автопилота в зависимости от числа М. Ограничение перегрузок
$\delta_н = k_\psi \psi + k_\beta \beta$ $\delta_в = k_\vartheta \vartheta + k_{\dot\vartheta} \dot\vartheta + k_н \Delta H + k_{\dot н} \Delta \dot H$ $\delta_э = k_\gamma \gamma + k_{\dot\gamma} \dot\gamma + k_\psi^э \psi$	Жесткая и гибкая	Магнитные усилители и усилители на кристаллических триодах	Электрические	Цепь тангажа независима. Цепи курса и крена связаны. Имеется координированный разворот. Предусмотрена регулировка коэффициентов автопилота в зависимости от числа М. Ограничение перегрузок

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Опишите принципиальную схему автопилота АП-5.
2. Объясните работу мостовых схем автопилота АП-5.
3. Какие перекрестные связи между основными каналами стабилизации имеют место в автопилоте АП-5 и каково их назначение?
4. Напишите уравнения автопилота АП-5.
5. Каковы особенности схемы и конструкции усилителей и рулевых машинок автопилота АП-5?
6. В чем особенности гироскопических измерителей автопилота самолета-снаряда?
7. Как осуществляется стабилизация высоты полета самолета-снаряда?
8. Напишите уравнения автопилота самолета-снаряда.
9. Каково назначение гироскопических приборов в автопилоте баллистического снаряда?
10. Какие корректирующие средства используются в автопилоте баллистического снаряда?
11. Каким образом осуществляется заданная программа движения баллистического снаряда в плоскости стрельбы?
12. Опишите схему и работу рулевой машинки автопилота.
13. Изобразите структурную схему автопилота баллистического снаряда и напишите уравнения автопилота.
14. Изобразите структурную схему автопилота АП-15 в режиме стабилизации прямолинейного горизонтального полета.
15. Каковы назначение и принцип работы виражного механизма?
16. Для чего в схеме автопилота АП-15 используется гибкая обратная связь и как она осуществлена?
17. В каком случае на пульте управления автопилота АП-15 загорается зеленая лампочка?
18. Расскажите работу автопилота в режиме координированного разворота.
19. Каковы назначение и принцип действия корректора высоты?
20. Как вводится вторая производная в закон регулирования автопилота АП-15?
21. Изобразите структурную схему автопилота АП-28 в режиме стабилизации прямолинейного горизонтального полета.
22. Опишите работу автопилота АП-28 в режиме согласования.
23. Каковы назначение, принцип действия и основные режимы работы механизмов согласования автопилота АП-28?
24. Каковы назначение и принцип действия вибратора в автопилоте АП-28?
25. Опишите работу автопилота АП-28 в режиме «приведение к горизонту».
26. Опишите работу автопилота АП-28 в режиме управления летчиком.

27. Опишите схему и работу рулевой машинки автопилота АП-28.

28. В чем состоит особенность схемы и конструкции золотникового устройства?

29. Напишите законы регулирования автопилота АП-28 для различных возможных режимов работы.

ЛИТЕРАТУРА

Боднер В. А., Козлов М. С. Стабилизация летательных аппаратов и автопилоты. Гл. VII. Оборонгиз, 1961.

Ольман Е. В., Соловьев Я. И., Токарев В. П. Автопилоты. Оборонгиз, 1946.

Браславский Д. А., Логунов С. П., Пельпор Д. С. Расчет и конструкция авиационных приборов. Гл. XXII. Оборонгиз, 1954.

Хохлов А. Ф. Теория и техническое применение автоматических устройств. Гл. XVII. Машгиз, 1959.

Феодосьев В. И., Синярев Г. В. Введение в ракетную технику. Гл. IX. Оборонгиз, 1961.

Петров В. П., Сочивко А. А. Управление ракетами. Гл. IV, V и VI. Воениздат, 1959.

Марисов В. И., Кучеров И. К. Управляемые снаряды. Гл. IV. Воениздат, 1959.

Коой Н., Ютенбогарт Н. Динамика ракет. Гл. VI и VII. Оборонгиз, 1950.

ГЛАВА X

ВЫБОР СХЕМЫ И ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ АВТОПИЛОТА

§ 1. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

При проектировании системы стабилизации летательного аппарата прежде всего должно быть разработано подробное задание, в котором необходимо отразить следующие основные вопросы.

1. Возмущающие воздействия, приложенные к летательному аппарату. Все внешние возмущающие воздействия могут быть разбиты на две группы: возмущения, представляющие собой известные функции времени, и возмущения, являющиеся случайными функциями времени. К первой группе можно отнести силы, возникающие от производственной асимметрии летательного аппарата, от сброса ускорителей, силы, появляющиеся при сходе летательного аппарата с направляющих и т. д.

Возмущения, являющиеся случайными функциями времени, определяются в основном турбулентностью атмосферы. Кроме того, случайный характер носят шумы, возникающие в самой системе (например, в потенциометрах, усилителях, каналах связи и т. п.). Для возмущений, являющихся случайными функциями, необходимо знание их статистических характеристик. Так, если возмущения представляют собой стационарные случайные процессы, необходимо знание их спектральных плотностей (или корреляционных функций). Естественно, что учет всех действующих на систему возмущений представляет значительные трудности. Поэтому обычно приходится учитывать лишь основные факторы, наиболее существенные для данного режима полета. При решении данного вопроса большую помощь могут оказать опытные данные, полученные в результате летных испытаний аналогичных типов летательных аппаратов.

2. Характеристики внешних задающих воздействий, поступающих на вход системы, в случае когда автопилот работает не только в режиме стабилизации, но и режиме управления.

Такими внешними задающими воздействиями могут являться сигналы от программного механизма, сигналы, подаваемые на автопилот членами экипажа для коррекции траектории летательного аппарата, информация о движении цели и т. д. Внешние управляющие воздействия также могут являться известными функциями времени (сигнал

от программного механизма) и случайными функциями времени (движение цели).

3. Точность стабилизации. При этом должны быть оговорены все смежные с точностью требования, т. е. величина статической ошибки, максимальная амплитуда автоколебаний (если они вообще допустимы), качество работы системы в переходном режиме, возникающем при внезапном изменении возмущения. В том случае, когда основные возмущения выражаются как случайные функции времени, должна быть задана величина допустимого среднеквадратичного отклонения летательного аппарата от заданного режима.

4. Аэродинамические характеристики летательного аппарата и возможные траектории его полета. В том случае, когда в полете вес летательного аппарата сильно изменяется, необходимо иметь зависимость весовых характеристик летательного аппарата и его моментов инерции от времени. Изменение веса приходится учитывать при рассмотрении беспилотных летательных аппаратов, в которых вес сгораемого в полете топлива составляет значительную часть веса всего реактивного снаряда. Знание указанных выше зависимостей позволяет получить уравнения движения летательного аппарата с учетом изменения его параметров во времени.

5. Время действия системы. В зависимости от времени действия системы существенно видоизменяется принципиальная схема автопилота. Так, например, конструкция гироскопических приборов во многом зависит от этого фактора. Если время действия системы исчисляется секундами, то работу гироскопических приборов можно осуществить на выбеге, разгоняя ротор гироскопа до определенных оборотов перед стартом летательного аппарата.

Кроме того, при таком малом времени работы гироскопических приборов отпадает надобность в их коррекции. Тем самым значительно упрощается конструкция приборов, уменьшаются их вес и габариты.

Схема и конструкция рулевой машинки также во многом зависят от указанного фактора.

6. Вид рулевого управления и величина шарнирного момента. В настоящее время известно рулевое управление в виде нормальных аэродинамических рулей, газовых рулей, интерцепторов, поворотных крыльев, управление поворотом камеры двигателя и, наконец, реактивное струйное управление.

В зависимости от вида рулевого управления и типа летательного аппарата изменяется величина шарнирного момента, потребная мощность и характеристики рулевых машинок. Так, например, при струйном управлении рулевая машинка должна обеспечивать лишь перемещение клапана или золотника. Потребная мощность для этого весьма мала. Перемещение интерцепторов не требует больших усилий. В этих случаях может оказаться целесообразным применение электромагнитных рулевых машинок. В то же время поворот, например, крыльев

требует преодоления значительных шарнирных моментов. Использование электромагнитов здесь нецелесообразно и необходимо применить пневматическую, гидравлическую, электрическую или иную рулевую машинку в зависимости от требуемого быстродействия, мощности и других обстоятельств.

7. Источники питания. На борту летательного аппарата они могут быть использованы для приведения в действие силовых и других агрегатов автопилота. Возможность использования тех или иных источников питания существенно влияет на схему и конструкцию автопилота. Так, например, наличие на борту летательного аппарата источника сжатого воздуха дает возможность применить пневматическую рулевую машинку с золотниковым или струйным усилителем. Питание гироприборов также возможно осуществить сжатым воздухом.

В том случае, когда в распоряжении имеется мощный источник электрической энергии, можно идти по пути создания полностью электрического или электрогидравлического автопилота, причем в последнем случае гидравлическая система получает энергию от насоса, вращаемого электродвигателем.

Иногда оказывается целесообразным применение системы, работающей на горячем газе, где в качестве источника давления используется газовый генератор на жидком или твердом топливе.

Кроме перечисленных основных вопросов, в техническом задании должны быть отражены температурные и высотные условия работы системы стабилизации, величины перегрузок, вес и габариты конструкции.

§ 2. ПОРЯДОК ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Проектирование и конструктивная разработка нового устройства автоматической стабилизации того или иного летательного аппарата связаны с преодолением ряда специфических трудностей, обусловливаемых тем, что в процессе проектирования приходится изыскивать такие принципиальные и конструктивные решения, которые позволяли бы в полной мере удовлетворять требованиям, подчас противоречивым друг другу.

Разработка принципиальной и структурной схем устройства автоматической стабилизации летательного аппарата должна начинаться с подробного анализа динамических качеств того летательного аппарата, для которого разрабатывается автопилот. На этом этапе проектирования должны быть выяснены реакции летательного аппарата на внешние возмущения и действия его органов управления. Требуемые сведения о динамике летательного аппарата могут быть получены в разнообразной форме. С этой целью могут быть использованы уравнения движения летательного аппарата, рассмотренные в гл. II, его частотные характеристики, способы получения которых были описаны в гл. III, и, наконец, чисто экспериментальные записи анализи-

руемых реакций летательного аппарата на указанные возмущения и воздействия органов управления (см. гл. III, § 2).

В зависимости от поставленной задачи и требований, предъявляемых к проектируемой системе автоматической стабилизации, должны быть выбраны те органы управления, с помощью которых наиболее рационально в каждом конкретном случае может быть осуществлена стабилизация заданного режима полета.

Для стабилизации того или иного вида движения летательного аппарата могут быть выбраны различные сочетания регулирующих органов. Так, например, для стабилизации курсового движения могут быть использованы перемещения либо руля направления, либо элеронов, либо их совместное сочетание. В свою очередь для стабилизации высоты полета может быть использовано как изменение тягового усилия двигателей или положения рулей высоты, так и соответствующее совместное изменение обоих указанных параметров.

Из общего количества возможных вариантов должны быть выбраны именно такие, которые в наиболее полной мере и вместе с тем наиболее простыми средствами отвечали бы проблеме стабилизации и связанным с нею процессам управления данного летательного аппарата.

После того как будут установлены основные динамические характеристики летательного аппарата, являющегося объектом регулирования, и выбраны надлежащие органы управления, представляющие собой регулирующие органы, можно будет приступить к выбору принципиальной и структурной схем проектируемого автопилота. На основании имеющихся возможностей должен быть выбран род питающей энергии и связанный с нею тип рулевых машинок. Отметим, что указанный выбор является сам по себе существенным этапом разработки системы автоматической стабилизации. Дальнейшим основным этапом, определяющим качество проектируемой системы автоматической стабилизации летательного аппарата, является решение вопроса о типах измерительных приборов, используемых в автопилоте, и необходимом комбинировании воздействия их сигналов на рулевые машинки. Иными словами, в процессе выполнения указанного этапа проектирования должен быть выбран тот закон регулирования, который предполагается положить в основу разрабатываемого автопилота.

Несмотря на то что закон регулирования может быть установлен после всестороннего анализа качества получаемой системы стабилизации, при предварительном его выборе можно исходить из тех соображений, которые вытекают из рассмотренных выше условий обеспечения заданной устойчивости, качества и статических характеристик.

Простейшим автопилотом является автопилот с электромагнитной рулевой машинкой и с введением в закон регулирования только одного угла отклонения летательного аппарата. В реальной системе стабилизации такого типа возникают автоколебания. Амплитуда этих автоколебаний для большинства случаев оказывается неприемлемой. Введение в закон регулирования сигнала, пропорционального угловой

скорости отклонения летательного аппарата, значительно снижает амплитуду автоколебаний и уменьшает время переходного процесса.

Использование релейного усилителя, работающего в режиме вибрационной линеаризации, приближает свойства и качество данной системы к линейному автопилоту. Рулевая машинка работает в режиме автоколебаний большой частоты, однако амплитуда колебаний летательного аппарата весьма мала.

Простейшей схемой линейного варианта автопилота является схема, в закон регулирования которой вводится только угол ($\delta=kx$). Данная схема не позволяет выбрать параметры автопилота, обеспечивающие устойчивость системы. Введение первой производной в закон регулирования ($\delta=k_1x+k_2\dot{x}$) сказывается благоприятно, однако и в этом случае система может быть сделана устойчивой лишь при сравнительно малом коэффициенте усиления. Введение в схему автопилота

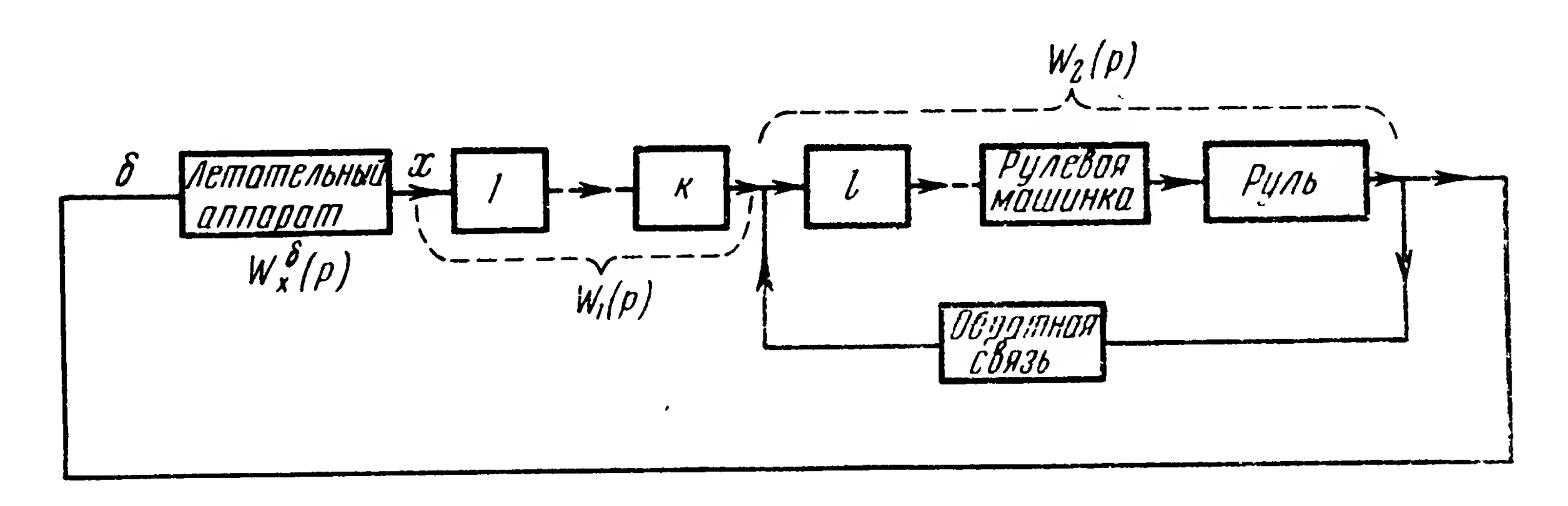


Рис. 10.1. Схема канала стабилизации

сигнала, пропорционального угловому ускорению летательного аппарата ($\delta=k_1x+k_2\dot{x}+k_3\ddot{x}$), часто позволяет получить достаточно широкую область устойчивости при большом коэффициенте усиления системы и достаточно большом запасе устойчивости. Последнее тем более необходимо, так как параметры летательного аппарата в процессе его полета могут меняться в широких пределах.

Остановимся теперь на влиянии жесткой обратной связи на свойства системы. Этот вопрос уже частично обсуждался применительно к конкретным схемам и законам регулирования автопилотов. Влияние обратной связи кратко рассмотрим в общем виде, не опираясь на какую-либо определенную схему.

В общем виде схему одного из каналов стабилизации можно представить так, как это показано на рис. 10.1. Обозначим через $W_x^\delta(p)$ передаточную функцию летательного аппарата по отношению к углу отклонения руля. Пусть звенья, представляющие собой измерители, корректирующие цепи и другие аналогичные элементы системы имеют передаточную функцию $W_1(p)$. Передаточная функция $W_2(p)$ описывает усилитель, преобразователь, рулевую машинку и руль.

Звенья, передаточную функцию которых мы обозначим через $W_2(p)$, после включения жесткой обратной связи будут, как известно, иметь передаточную функцию

$$W_2^{\text{о.с}}(p)=\frac{W_2(p)}{1+W_2(p)\,k_{\text{о.с}}},$$

где $k_{\text{о.с}}$ — передаточная функция обратной связи.

Передаточная функция замкнутой системы по отношению к возмущающему воздействию может быть записана в виде

$$\Phi(p)=\frac{X(p)}{f_m(p)}=\frac{W_3^f(p)\,[1+W_2(p)\,k_{\text{о.с}}]}{1+W_2(p)\,k_{\text{о.с}}+W_1(p)\,W_2(p)\,W_x^\delta(p)},$$

где $W_3^f(p)$ — передаточная функция летательного аппарата по отношению к внешнему возмущению.

Последнее равенство позволяет сделать ряд важных выводов. Представим себе, что в некоторой полосе частот выполняются неравенства:

$$|W_2(p)\,k_{\text{о.с}}+W_1(p)\,W_2(p)\,W_x^\delta(p)|\gg 1;$$

$$W_2(p)\,k_{\text{о.с}}\gg 1.$$

Тогда можно записать приближенно

$$\Phi(p)\approx\frac{W_3^f(p)\,W_2(p)\,k_{\text{о.с}}}{W_2(p)\,k_{\text{о.с}}+W_1(p)\,W_2(p)\,W_x^\delta(p)}=\frac{W_3^f(p)\,k_{\text{о.с}}}{k_{\text{о.с}}+W_1(p)\,W_x^\delta(p)}.$$

Иными словами, при достаточно большом коэффициенте обратной связи влияние передаточной функции $W_2(p)$ на свойства системы становится весьма малым.

Заметим, что обычно рулевая машинка, руль и усилитель являются наиболее инерционными элементами схемы автопилота, дающими наибольшее отставание на фазе. Таким образом, введение жесткой обратной связи позволяет снизить это отставание и улучшает устойчивость системы. Кроме того, всякий реальный привод руля содержит запаздывания и различные нелинейности (например, зону нечувствительности, люфт в кинематических элементах, трение и т. п.). В случае же введения жесткой обратной связи влияние этих факторов на свойства системы существенно уменьшается. Отметим еще одно положительное качество системы с жесткой обратной связью.

В случае руля, перекомпенсированного за счет отрицательного шарнирного момента, движение рулевой машинки может, как это видно из уравнения (4.25), стать неустойчивым. Это явление приводит к ухудшению динамических свойств и даже к неустойчивости всей системы стабилизации. При введении жесткой обратной связи и соответствующем выборе ее коэффициента движение рулевой машинки может быть сделано устойчивым (см. уравнение 4.27).

С другой стороны, введение в систему жесткой обратной связи отрицательно сказывается на некоторых свойствах системы стабилизации. Прежде всего следует отметить появление в установившемся режиме статической ошибки при действии на систему постоянного возмущающего момента. Кроме того, при больших значениях коэффициента $k_{о.с}$ внутренний контур (см. рис. 10.2), имеющий передаточную функцию $W_2^{о.с}(p)$, может стать неустойчивым. Неустойчивость внутреннего контура может и не означать неустойчивости всей системы, однако практически вследствие ограниченности линейной части характеристики рулевой машинки могут установиться автоколебания рулей (генерация рулей). При большой амплитуде колебаний это явление нежелательно, так как приводит к излишней затрате энергии и износу элементов автопилота и, что самое существенное, к возникновению колебаний самого летательного аппарата.

Расчеты показывают также, что передаточная функция замкнутой системы с жесткой обратной связью в значительно большей степени зависит от условий полета — скорости и высоты. Поэтому обеспечить оптимальную работу автопилота с жесткой обратной связью в широком диапазоне скоростей и высот без перенастройки затруднительно.

Наиболее простой закон регулирования с использованием жесткой обратной связи при идеальных элементах автопилота записывается в виде

$$\dot{\delta} = k_1 x - k_{о.с}\,\delta.$$

Система стабилизации, использующая данный закон регулирования, имеет небольшую область устойчивости и малый коэффициент усиления. При изменении режима полета необходимо заново производить настройку автопилота.

Использование закона регулирования вида

$$\dot{\delta} = k_1 x + k_2 \dot{x} - k_{о.с}\,\delta$$

позволяет значительно расширить область устойчивости системы и повысить ее динамические качества для довольно широкого диапазона режимов полета. По этой причине данная схема автопилота наряду со схемой, использующей в законе регулирования угол, первую и вторую производные отклонения летательного аппарата, получила в настоящее время наибольшее распространение.

Заметим, что практически более просто получить сигнал обратной связи, чем сигнал, пропорциональный угловому ускорению летательного аппарата.

Иногда в зависимости от специальных требований, предъявляемых к системе, в закон регулирования того или иного канала вводят и другие величины — интеграл от отклонения летательного аппарата, углы атаки и скольжения, перекрестные связи между каналами и т. д.

Составление предварительной структурной схемы проектируемого автопилота завершается выбором промежуточных и усилительных устройств. При этом исходят из необходимости обеспечения требуемых преобразований соответствующих сигналов, наиболее простыми и тем самым наиболее надежными средствами. Необходимо учитывать, что преобразование сигналов промежуточными звеньями должно осуществляться с минимально возможными запаздываниями, так как всякое увеличение постоянных времени отдельных звеньев влечет за собою ухудшение устойчивости системы летательный аппарат — автопилот (см. гл. VI, § 2).

По этим же причинам следует добиваться и возможного уменьшения количества используемых в автопилоте звеньев, так как суммарная постоянная времени цепи стабилизации возрастает с увеличением их числа.

Разрабатывая принципиальную схему автопилота, необходимо стремиться к использованию в нем как можно большего количества серийно изготовляемых элементов, отдельных узлов и агрегатов. Чем больше во вновь создаваемом автопилоте будет использовано технологически отработанных, прошедших проверку в процессе эксплуатации звеньев, тем быстрее будет завершена его доводка, тем более надежным он будет в полете. Совершенно естественно, что решение вопроса о выборе структурной схемы, как и решение любой инженерной задачи, не может быть однозначным.

Следующий этап проектирования — анализ выбранных схем. При этом возможны два пути решения поставленной задачи. Первый путь предполагает знание некоторых характеристик рулевой машинки — коэффициента усиления, постоянных времени, максимальной скорости и максимального хода руля. Эти характеристики могут быть взяты по аналогии с характеристиками существующих рулевых машинок, предназначенных для использования в системах стабилизации близкого назначения.

Знание характеристик рулевой машинки позволяет записать ее уравнение и получить численное значение коэффициентов, входящих в это уравнение. Записав затем уравнения остальных элементов автопилота, можно приступить к анализу системы стабилизации. На основании теоретического анализа устанавливается вариант, наиболее полно отвечающий требованиям к динамике и статике системы и в то же время достаточно простой для его практической реализации. Иногда сознательно идут на некоторое ухудшение качества стабилизации с тем, чтобы получить наиболее простую, надежную и удобную в эксплуатации систему.

Далее определяются основные конструктивные параметры автопилота — коэффициент усиления, коэффициент обратной связи, а также коэффициенты, характеризующие введение в закон регулирования производных.

Построение переходного процесса $\delta=\delta(t)$, а также $\dot{\delta}=\dot{\delta}(t)$ позволяет убедиться, насколько выбранная рулевая машинка соответствует действительным условиям работы системы и обеспечивает необходимые углы и скорости отклонения руля.

В том случае, когда с самого начала не удается подобрать рулевую машинку, приходится идти по другому пути. Предполагается, что для летательного аппарата известны, хотя бы грубо ориентировочно, требуемые углы и угловые скорости перекладки руля.

Знание моментов нагрузки, углов и угловых скоростей отклонения руля позволяет произвести расчет рулевой машинки и наметить значение ее параметров.

Анализ системы проводится в указанной выше последовательности. Построение переходного процесса $\delta=\delta(t)$, а также $\dot{\delta}=\dot{\delta}(t)$ позволяет получить значение углов и скоростей отклонения руля, сравнить эти значения с выбранными в качестве исходных для расчета и, если требуется, внести в схему рулевой машинки и ее параметры необходимые изменения.

Полученные в результате анализа значения основных параметров автопилота позволяют произвести расчет элементов схемы и приступить к разработке их конструкции.

§ 3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТРЕБУЕМЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ

Изложенные технические соображения по проектированию системы стабилизации являются необходимыми, но далеко не достаточными условиями при решении указанной задачи. Существенную роль играют при этом и динамические показатели, характеризующие качество стабилизации. Необходимо не только установить требования, предъявляемые к качеству, но и связать их с теми динамическими характеристиками системы, на анализе которых основываются расчеты. При разработке системы автоматической стабилизации одной из основных возникающих задач является формулирование требований, предъявляемых к ее динамическим характеристикам и обеспечивающих наличие у системы определенных качественных, эксплуатационных и других показателей. Задание таких желаемых характеристик системы летательный аппарат — автопилот в целом позволяет перейти к необходимым характеристикам автопилота. В соответствии с принятым способом описания динамических свойств указанных систем с помощью передаточных функций и частотных характеристик речь должна идти о требованиях, предъявляемых именно к этим характеристикам.

Как уже указывалось (см. гл. I, § 2), основное назначение автопилота состоит в обеспечении устойчивости движения системы летательный аппарат — автопилот при сохранении необходимой управляемости. При этом степень существенности тех или иных соображений

(устойчивости или управляемости) определяется назначением и типом летательного аппарата, режимом его полета, а также другими тактическими и эксплуатационными требованиями. Так, например, при стабилизации прямолинейного установившегося движения летательного аппарата основными требованиями являются требования обеспечения устойчивости и заданного качества переходного процесса, возникающего при воздействии возмущения. С другой стороны, задача автопилота управляемого маневренного снаряда (в особенности на последнем этапе полета) состоит в обеспечении необходимой управляемости даже ценой временной потери собственной устойчивости системы летательный аппарат — автопилот. Проявления неустойчивости в этом случае компенсируются малым временем движения и непрерывным управлением движением снаряда (извне или автономными средствами). И, наконец, в системе полуавтоматического управления или в том случае, когда летательный аппарат с автопилотом входят как составные части в общий контур управления (см. рис. 1.13, *в*), автопилот служит для придания летательному аппарату необходимых свойств как динамическому звену.

Таким образом, при обращении к задаче выбора структуры и основных параметров автопилота прежде всего должен быть сформулирован уровень требований, предъявляемых к частотным характеристикам системы летательный аппарат — автопилот. При этом будем ориентироваться на основную структурную схему (рис. 1.13, *а*) системы. В этом достаточно общем случае свойства указанной системы определяются, как было показано в гл. V, § 4, частотными характеристиками следующих трех типов: частотной характеристикой $G(j\omega)$ разомкнутой системы, частотной характеристикой $\Phi(j\omega)$ замкнутой системы по отношению к возмущающему воздействию и частотной характеристикой $Y(j\omega)$ замкнутой системы по отношению к управляющему воздействию.

Рассмотрим роль каждой из них и связь ее с показателями качества работы автопилота.

Частотная характеристика

$$G(j\omega) = W_x^{\delta}(j\omega)\,K(j\omega)$$

разомкнутой системы определяет свойства системы в отношении ее собственных колебаний. В качестве таковых в практике автоматической стабилизации обычно рассматривают (см. гл. V, § 5) запасы устойчивости по амплитуде и фазе (рис. 5.6). Таким образом, требования определенного запаса устойчивости определяют вид именно этой характеристики.

Поэтому в тех случаях, когда указанные требования являются основными, оказывается возможным ограничиться рассмотрением частотных характеристик разомкнутой системы.

Частотная характеристика

$$\Phi(j\omega) = \frac{W_x^f(j\omega)}{1+W_x^\delta(j\omega)K(j\omega)}$$

замкнутой системы определяет восприимчивость системы к возмущающим воздействиям. Если ориентироваться только на понижение указанной восприимчивости, то, выбирая характеристику $K(j\omega)$ автопилота, следовало бы, очевидно, стремиться к возможному уменьшению $|\Phi(j\omega)|$ в том диапазоне частот ω, в котором спектр возмущения $f(t$ заметно отличается от нуля.

Следовательно, снижение уровня

$$M_f = 20\lg|\Phi(j\omega)| \text{ } дб$$

улучшает качество стабилизации при непрерывно действующих возмущениях. Кроме того, форма самой характеристики определяет (см. гл. V, § 5) качество переходного процесса, возникающего при ступенчатом изменении возмущения $f(t)$.

Частотная характеристика

$$Y(j\omega) = \frac{K^{II}(j\omega)W_x^\delta(j\omega)}{1+W_x^\delta(j\omega)K(j\omega)}$$

определяет восприимчивость системы летательный аппарат — автопилот к изменениям управляющего воздействия $y(t)$. Если ориентироваться только на повышение управляемости, понимая под этим повышение точности воспроизведения меняющегося управляющего сигнала y, то, выбирая характеристику $K(j\omega)$ автопилота, следует стремиться к равномерному пропусканию всех частот, содержащихся в сигнале $y(t)$. Иными словами, должно иметь место приближенное соотношение

$$M_y = |Y(j\omega)| = M_0 = \text{const} \text{ при } \omega_1 \leqslant \omega \leqslant \omega_2,$$

где ω_1 и ω_2 определяют полосу частот, содержащихся в управляющем сигнале $y(t)$. При этом фазовая характеристика $\psi(\omega)$ в указанном интервале должна быть приблизительно линейной функцией частоты ω. Отметим, что в минимально-фазовых системах последнее обстоятельство следует из приведенного выше условия.

Форма характеристики, так же как и в предыдущем случае, определяет качество переходного процесса, возникающего при ступенчатом изменении управляющего воздействия.

Ко всем изложенным выше соображениям необходимо добавить еще требования достаточной статической точности, что требует увеличения коэффициента усиления системы или обеспечения астатичности системы по отношению к возмущающим воздействиям.

Естественно, что все перечисленные противоречивые требования не могут быть одновременно выполнены в полной мере. Поэтому раз-

работка структуры всякой конкретной системы автоматической стабилизации связана с нахождением компромиссного решения.

Учитывая, что полностью требования управляемости могут быть сформулированы лишь при рассмотрении всего контура управления (см. рис. 1.13, *в*), что выходит за рамки настоящего пособия, сосредоточим в дальнейшем внимание на выполнении главным образом требований стабилизации. Имея в виду сказанное, рассмотрим вопрос о выборе структуры и параметров автопилота в следующих характерных случаях.

1. Стабилизация прямолинейного установившегося режима полета (рис. 1.13, *а*).

2. Стабилизация неустановившегося режима полета, определяемого некоторыми заранее заданными типовыми законами (рис. 1,13, *б*).

3. Стабилизация движения летательного аппарата, входящего в замкнутый контур управления полетом (рис. 1,13, *в*).

В первом случае задача стабилизации выступает в наиболее чистом виде как задача компенсации влияния внешних возмущений. Система летательный аппарат — автопилот представляет собой пример системы автоматического регулирования. И для ее синтеза и расчета могут быть использованы различные методы, широко разработанные в теории автоматического регулирования.

При этих условиях основными характеристиками системы являются частотная характеристика $G(j\omega)$ разомкнутой системы и характеристика $\Phi(j\omega)$ замкнутой системы по отношению к возмущающему воздействию.

Установим предъявляемые к ним требования, обеспечивающие наличие необходимого качества стабилизации, которое характеризуется запасами устойчивости m и φ_c по амплитуде и фазе, статической точностью замкнутой системы, показателем колебательности замкнутой системы и полосой ее пропускания.

Для простоты и определенности ограничимся сначала случаем системы, статической по отношению к рассматриваемому возмущающему воздействию. Относительно последнего будем полагать известными предельные значения f_{min} и f_{max} и частоты ω_{min} и ω_{max}, в пределах которых сосредоточен спектр возмущения $f(t)$.

Принятые исходные данные и позволяют сформулировать требования, предъявляемые к форме и расположению желаемых частотных характеристик системы летательный аппарат — автопилот. Теория и практика автоматической стабилизации позволяют рекомендовать в данном случае следующие значения показателей.

Запас устойчивости по аплитуде

$$m = 8 - 10 \text{ } дб, \tag{10.1}$$

запас устойчивости по фазе

$$\varphi_c = 25° - 40°; \tag{10.2}$$

показатель колебательности

$$\frac{|\Phi_{\max}|}{\Phi(0)} \leqslant 1{,}2 \div 1{,}3. \qquad (10.3)$$

Отметим, что при выполнении последнего условия перерегулирования в переходном процессе, возникающем при ступенчатом изменении, возмущения не превышают 40—50%. Выполнение указанных требований обеспечивает практически приемлемое качество реакции системы на внезапные изменения возмущения. Для уменьшения же динамических ошибок стабилизации, обусловливаемых непрерывно изменяющимися возмущениями, необходимо, как указывалось выше, суживать полосу пропускания замкнутой системы, а также уменьшать ее коэффициент усиления. Уменьшение частоты среза замкнутой системы может быть достигнуто, например, за счет введения дополнительных корректирующих устройств.

Отметим, что само понятие полосы пропускания в данном случае нуждается в уточнении.

Действительно, за полосу пропускания не может быть выбрана та полоса частот, в пределах которой

$$M(\omega) \geqslant 0\,\partial б$$

подобно тому, как это принято в теории следящих систем.

Учитывая, что для рассматриваемого случая входом замкнутой системы является возмущение $f(t)$, а выходом — регулируемая переменная x, имеющие разные размерности и величины, при определении указанной полосы необходимо еще задание определенного порогового значения отношения

$$\lambda = \frac{x}{f}.$$

При этом условии можно определять полосу пропускания как ту область частот ω, в пределах которой

$$M(\omega) \geqslant \lambda\,\partial б. \qquad (10.4)$$

Что касается численного значения λ, то в каждом конкретном случае следует исходить из допустимой динамической ошибки $x_д$ стабилизации и амплитудных значений f_m рассматриваемого возмущения $f(t)$

$$\lambda = \frac{x_д}{f_m}.$$

После того как установлена требуемая полоса пропускания замкнутой системы, находим, ориентируясь на требование возможных перерегулирований, предельное допускаемое значение показателя колебательности (см. формулу 10.3)

$$[M_{max} - M(0)]\, \partial б,$$

что определяет допустимое превышение максимума л. а. х. над ее начальной точкой.

Оценивая статическую точность системы, будем исходить из выражений (5.19) для статической ошибки и формул (5.5), (5.6) и (5.7) для соответствующих передаточных функций летательного аппарата и автопилота. Проделанные операции еще не определяют вида желаемых частотных характеристик замкнутой системы. Для полного решения последней задачи необходимо уточнить расположение упомянутого максимума и характер высокочастотной части характеристики. Как будет показано ниже, последние свойства зависят от значения запаса устойчивости и частоты среза разомкнутой системы. Именно учет последних соображений дает возможность уточнить желаемый вид характеристик системы.

Действительно, заданные запасы устойчивости по амплитуде и фазе указывают на то, что при частотах, близких к частоте ω_c среза разомкнутой системы, логарифмические частотные характеристики $A(\omega)$ и $\varphi(\omega)$, имеющие расположение, показанное на рис. 5.7, в координатах (A, φ) должны проходить через точки, лежащие в пределах

$$A(\omega_c) = 0\, \partial б; \qquad \varphi(\omega_c) = -\pi + \varphi_c = -(140-155^\circ)$$

$$A(\omega_c + \Delta\omega) = -m\, \partial б = -(8-10)\, \partial б; \quad \varphi(\omega_c + \Delta\omega) = -\pi.$$

Последнее обстоятельство однозначно определяет часть желаемой характеристики замкнутой системы вблизи указанной частоты ω_c. Сама частота ω_c обычно не указывается в числе исходных данных и может быть определена однозначным образом по частотным характеристикам $\Phi(j\omega)$ и $W_x^f(j\omega)$ с помощью соотношения (5.6).

Однако для облегчения задачи синтеза системы целесообразна некоторая приближенная предварительная оценка возможных значений этой величины. Эта оценка может быть сделана из следующих дополнительных соображений.

1. Увеличение частоты ω_c среза разомкнутой системы приводит к повышению быстродействия замкнутой системы, но требует усложнения корректирующих устройств.

2. При заданных частотных характеристиках $W_x^f(j\omega)$ и $W_x^\delta(j\omega)$ объекта изменение ω_c сказывается на ширине полосы пропускания замкнутой системы (по отношению как к возмущающему, так и управляющему воздействиям). Чем у́же полоса пропускания объекта, тем меньше значение ω_c.

3. При увеличении частоты среза ω_c полоса пропускания замкнутой системы увеличивается. При уменьшении ω_c происходит обратное. Это утверждение остается справедливым при рассмотрении работы системы под влиянием как возмущающих, так и управляющих воздействий.

Использование изложенных соображений при построении желаемых частотных характеристик приобретает большую определенность, если принять во внимание известные свойства частотных характеристик последовательности звеньев (в данном случае летательного аппарата), шунтированной параллельным звеном (в данном случае автопилотом). Как следует из отмеченных свойств*, в той области частот, где

$$|G(j\omega)| \quad |W^{\delta}(j\omega)\,K(j\omega)| \gg 1\,, \tag{10.5}$$

т. е. низкочастотной области, для частотных характеристик замкну-

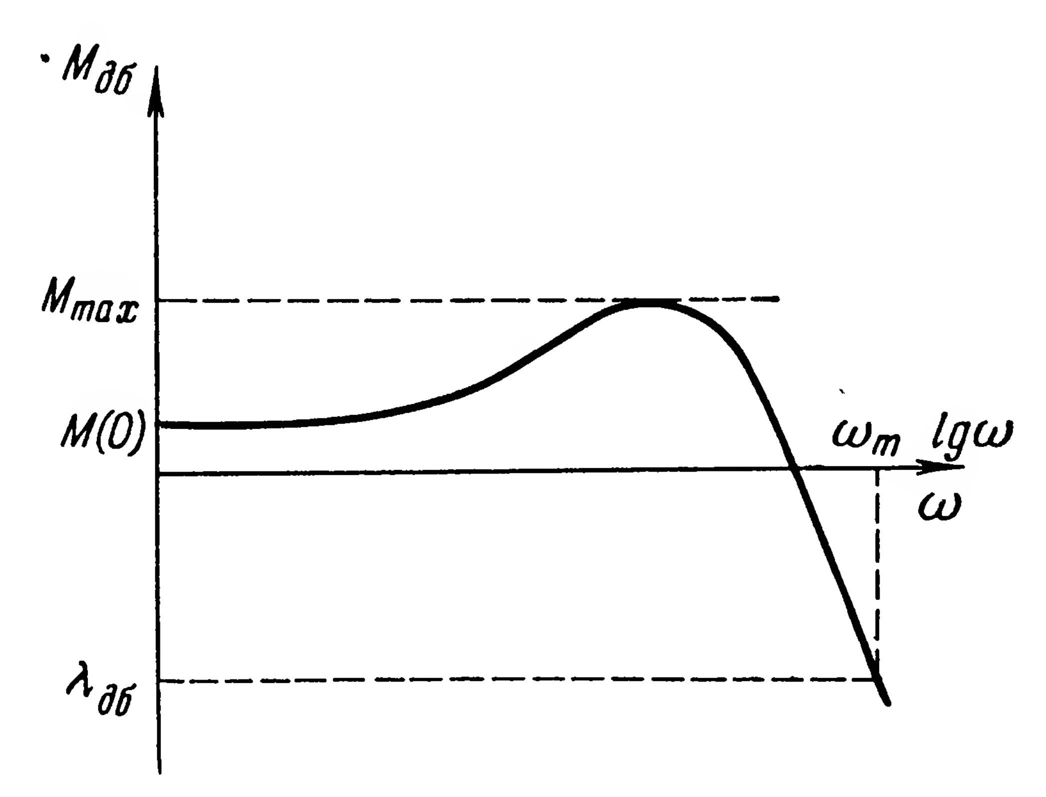


Рис. 10.2. Желаемая частотная характеристика замкнутой системы стабилизации

той системы летательный аппарат — автопилот имеем приближенное соотношение

$$\Phi(j\omega) \approx \frac{W_x^f(j\omega)}{W_x^{\delta}(j\omega)} \cdot \frac{1}{K(j\omega)} = \frac{W_x^f(j\omega)}{G(j\omega)}\,. \tag{10.6}$$

В области же высоких частот, где

$$|G(j\omega)| = |W_x^{\delta}(j\omega)\,K(j\omega)| \ll 1\,, \tag{10.7}$$

$$\Phi(j\omega) \approx W_x^f(j\omega)\,, \tag{10.8}$$

т. е. определяется частотной характеристикой летательного аппарата по отношению к возмущающему воздействию.

Принимая во внимание все изложенное, можно придти к выводу, что желаемые логарифмические частотные характеристики $\Phi(j\omega)$ замкнутой системы должны иметь вид, представленный на рис. 10.2, обла-

* Основы автоматического регулирования. Под ред. д-ра техн. наук Солодовникова В. В. Машгиз, 1954, стр. 465—468.

дающий следующими особенностями (учитывая логарифмический масштаб построения).

1. Начальная ордината $M(0)$, определяемая соотношением

$$M(0) = 20 \lg \Phi(0),$$

должна быть не меньше заданного числа, определяемого требованиями статической точности системы и характеристиками летательного аппарата.

2. Разность

$$M_{max} - M(0) = 20 \lg \left[\frac{|\Phi_{max}|}{\Phi(0)}\right]$$

не должна превышать

$$20 \lg (1{,}2) \div 20 \lg (1{,}3)$$

или

$$1{,}6 \div 2{,}3 \ \textit{дб},$$

заключаясь по возможности в указанных пределах.

3. Частота ω_m, определяющая полосу пропускания замкнутой системы, должна быть по возможности ниже частот существенной части спектра возмущения $f(t)$. При больших значениях частоты вид логарифмической амплитудной характеристики замкнутой системы может быть произвольным (заметим, что для физически осуществимых систем $M \to -\infty$ при $\omega \to \infty$).

4. Фазовая частотная характеристика $\varphi = \varphi(\omega)$ должна начинаться в нуле и быть по возможности невозрастающей функцией частоты, стремясь при $\omega \to \infty$ к

$$\varphi = (n_1 - n_2)\frac{\pi}{2},$$

где n_1 и n_2 — соответственно степени по «p» числителя и знаменателя передаточной функции $\Phi(p)$.

Отметим, что для минимально-фазовых систем это имеет место при сделанных предположениях о виде л. а. х. и функция $\varphi(\omega)$ может быть однозначно определена по заданному виду л. а. х.

Аналогичным образом можно установить требования, предъявляемые к желаемым частотным характеристикам разомкнутой системы, определяющим устойчивость системы. Желаемые логарифмические частотные характеристики разомкнутой системы должны обладать следующими свойствами.

1. Взаимное расположение л. а. х. и фазовой характеристики должно обеспечивать требуемые запасы устойчивости по амплитуде и фазе (см. рис. 5.6). При этом низкочастотная и высокочастотная части могут быть с данной точки зрения произвольными.

2. В области частоты среза ω_c наклон л. а. х. должен иметь значение, близкое к -20 *дб/дек*.

Как уже указывалось выше, последние требования однозначно определяют вид характеристик замкнутой системы вблизи частоты ω_c.

Аналогичным образом могут быть сформулированы требования и в случае астатичности системы по отношению к возмущающему воздействию.

Перейдем ко второму случаю стабилизации неустановившегося программного движения. Особенности и сложности этого случая связаны с необходимостью рассмотрения частотной характеристики замкнутой системы по отношению к управляющему воздействию $y(t)$ системы летательный аппарат — автопилот. Применяемый здесь подход к определению желаемой формы указанной характеристики зависит от имеющихся в задании сведений относительно самого управляющего сигнала $y(t)$. Среди всех имеющихся возможностей можно указать на два, наиболее характерных варианта:

а) управляющее воздействие задается типовыми функциями: ступенчатой, линейной, квадратичной;

б) указываются возможные частоты изменения управляющего сигнала, или, иными словами, его спектральный состав.

В первом варианте показателями качества реакции системы на управляющий сигнал будут служить соответствующие коэффициенты ошибок (по положению, по скорости и т. п.), а также качество переходного процесса, возникающего при ступенчатом изменении управляющего сигнала. Во втором — амплитудные и фазовые искажения, претерпеваемые управляющим сигналом при его прохождении через систему летательный аппарат — автопилот и приводящие к искажению и запаздыванию управляемых движений летательного аппарата. Оба варианта накладывают некоторые ограничения на вид низкочастотной части частотной характеристики разомкнутой системы. Что касается самой методики выбора структуры и параметров автопилота, то используются результаты, разработанные в теории следящих систем, ибо в данном случае система летательный аппарат — автопилот представляет собой следящую систему воспроизведения сигнала $y(t)$.

Сказанное в полной мере относится к третьему случаю задачи стабилизации, при котором летательный аппарат и автопилот входят как составные части в общий замкнутый контур управления (рис. 1.13, *в*). Автопилот представляет собой не что иное, как параллельное корректирующее звено, обеспечивающее надлежащие динамические свойства летательного аппарата.

Постановка и решение задачи выбора структуры автопилота представляют собой типичную задачу выбора параллельного корректирующего устройства в местном контуре замкнутой системы автоматического регулирования (системы управления полетом летательного аппарата). Сюда же относится и задача синтеза полуавтоматической системы управления, где указанное замыкание осуществляется человеком.

§ 4. ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ АВТОПИЛОТА

Рассмотрим характерную задачу (рис. 1, 13,а) компенсации возмущающих воздействий без учета каких-либо требований управляемости, т. е. воспроизведения управляющего сигнала. В этом случае может быть предложена следующая методика определения структуры и основных параметров автопилота.

На основании исходных данных и требований, описанных в гл. X, § 3, устанавливается желаемый вид логарифмических частотных характеристик разомкнутой системы и замкнутой системы по отношению к рассматриваемому воздействию. При этом необходимые значения основных показателей качества принимаются теми, какими они указаны в гл. X, § 3.

Используя заданные логарифмические частотные характеристики летательного аппарата и формулу (5.6), находят желаемые частотные характеристики $K(j\omega)$ автопилота. При этом построении применяется графическое вычитание характеристик и номограмма замыкания (см. гл. V, § 4).

Вычитанием из полученных характеристик, характеристик той части автопилота, которая выбрана из конструктивных, эксплуатационных соображений (см. гл. X, § 1), находятся характеристики необходимых корректирующих устройств. Здесь применима обычная, разработанная в теории автоматического регулирования, методика.

Детальное рассмотрение намеченной последовательности решения задачи для определенности будем проводить на конкретном примере. В качестве примера берем задачу выбора автомата курсовой стабилизации для самолета, рассмотренного в гл. II, § 8. Соответствующие частотные характеристики приведены на рис. 10.3, а значения аэродинамических коэффициентов—в табл. 2 указанного параграфа.

В качестве типовых исходных требований, предъявляемых к качеству стабилизации, примем следующие.

1. При изменении возмущающего воздействия $f(t)$ в пределах

$$\Delta f = f_{max} - f_{min} = 0,05$$

статическая ошибка по углу рыскания ψ не должна превышать

$$\psi_{ст} = 0,25^{\circ}.$$

2. Система летательный аппарат — автопилот не должна реагировать на непрерывные изменения возмущающего воздействия, происходящие с частотами, превышающими

$$\omega_m \approx 10\ ^1/сек.$$

При этом величина λ, характеризующая ослабление возмущающего воздействия в условиях таких возмущений, должна составлять

$$\lambda = -30\ \partial б.$$

3. Запасы устойчивости системы должны составлять:

$$\text{по амплитуде} — m_{\partial б} \geqslant 8 \div 12\ \partial б;$$

$$\text{по фазе} — \varphi_c \geqslant 25^0 \div 30^0.$$

4. Перерегулирования в переходном процессе, возникающем при ступенчатом изменении возмущения не должны превышать $\sigma < 50\%$.

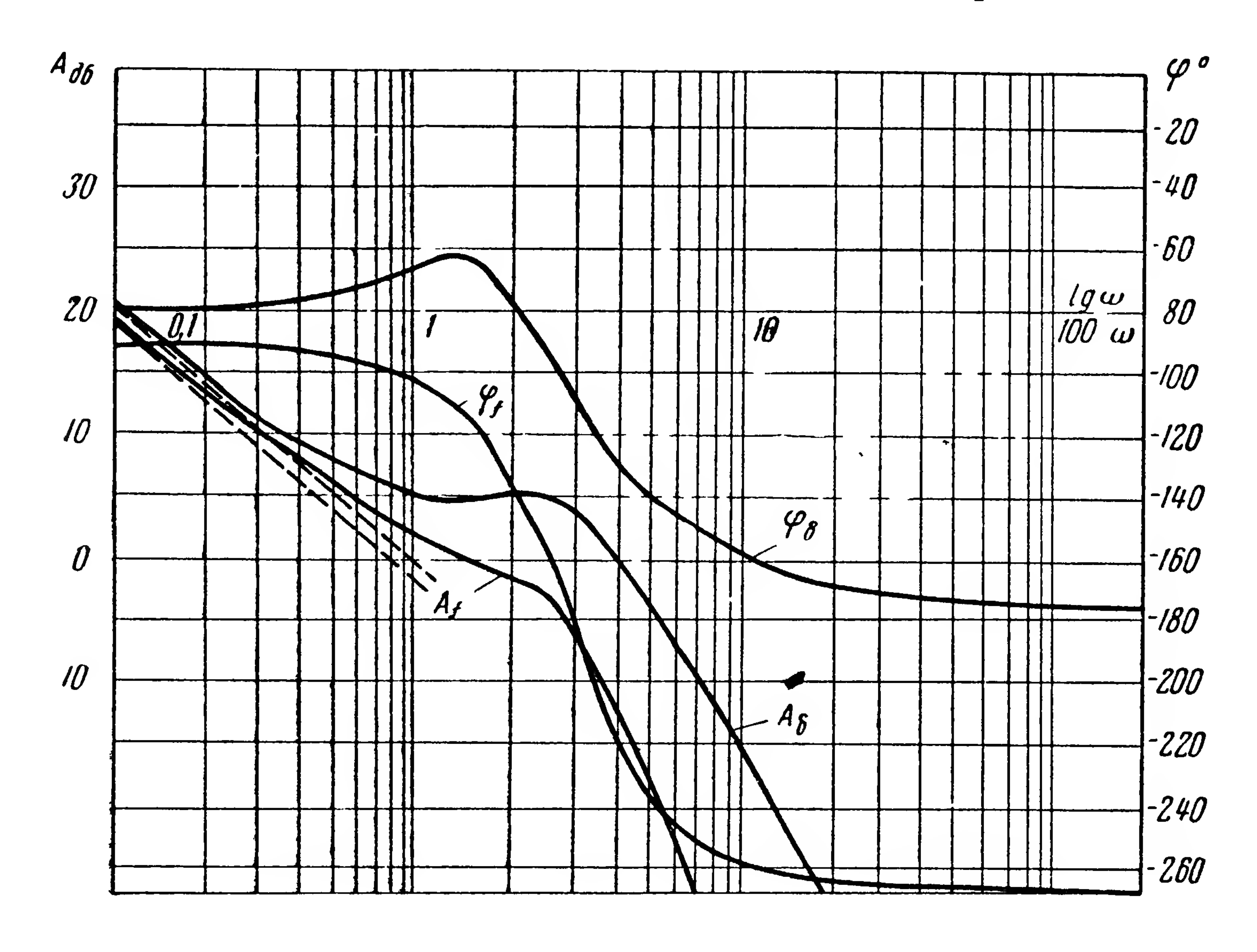


Рис. 10.3. Логарифмические частотные характеристики летательного аппарата

5. По эксплуатационным и конструктивным соображениям должна быть применена электрогидравлическая рулевая машинка, данные для которой приведены в гл. IV, § 8.

При указанных исходных данных, относящихся к летательному аппарату, и требованиях, предъявляемых к системе стабилизации, требуется определить необходимый закон регулирования и соответствующие передаточные числа, а также общий коэффициент усиления разомкнутой системы.

Прежде всего определяем требуемое значение коэффициента усиления автопилота. Так как по условию задачи система стабилизации является статической по отношению к рассматриваемому возмущению, то выражение для статической ошибки $\psi_{ст}$ имеет вид

$$\psi_{ст} = \Phi(0)\,\Delta f, \tag{10.9}$$

причем, учитывая выражения (3.2) для передаточных функций $W_\psi^\delta(p)$ и $W_\psi^f(p)$, будем иметь

$$\Phi(0) = \frac{k_f}{1 + k_\delta k_a},$$

где k_f — коэффициент усиления летательного аппарата по возмущению;
k_δ — коэффициент усиления летательного аппарата по отклонению руля;
k_a— коэффициент усиления статического автопилота, определяемый обычным образом,

$$k_a = K(0).$$

Исходя из соотношения (10.9) условие заданной статической точности можно записать в виде

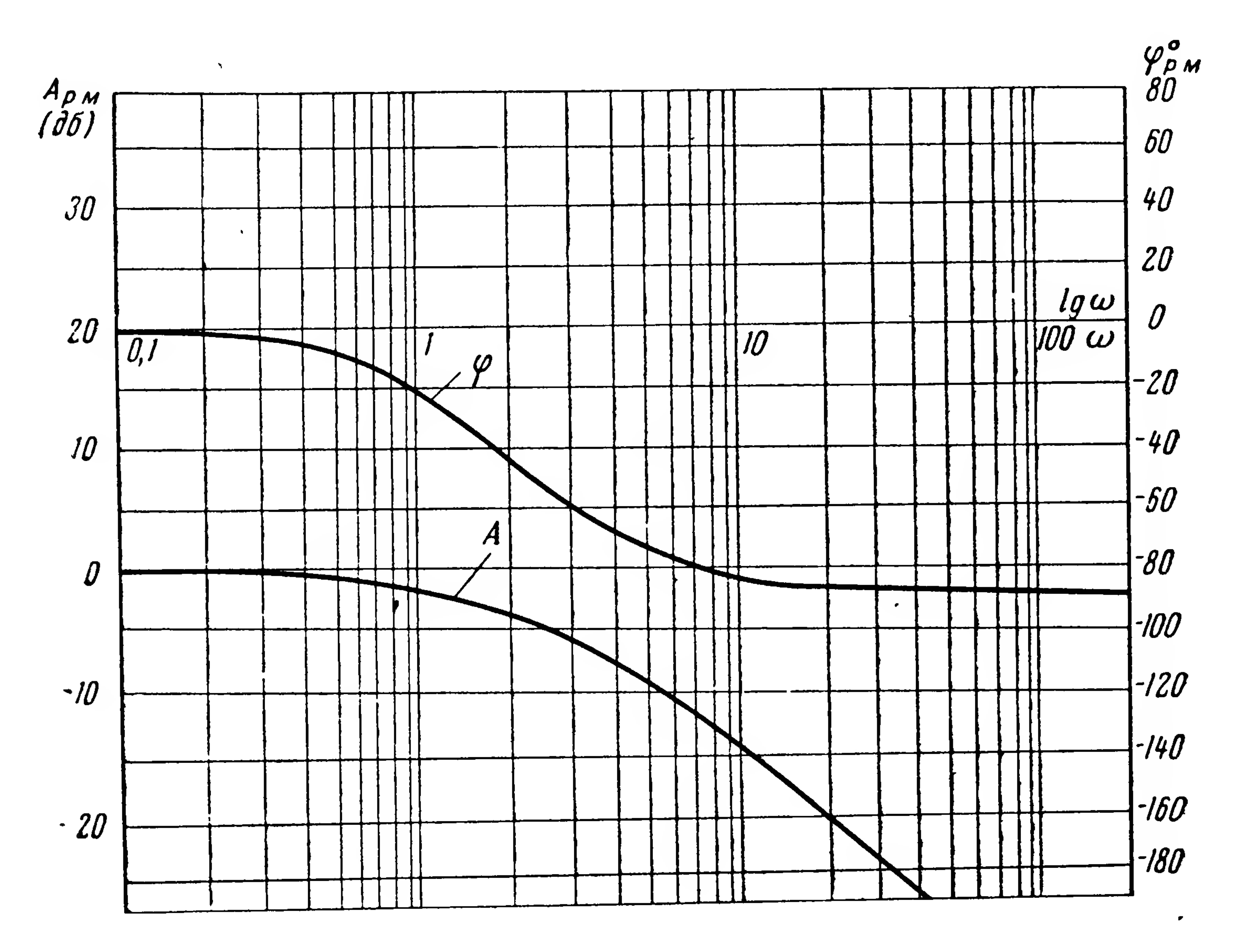


Рис. 10.4. Логарифмические частотные характеристики рулевой машинки

$$\frac{k_f}{1 + k_\delta k_a} \Delta f \leqslant \frac{\psi^o_{ст}}{57,3}. \quad (10.10)$$

Для определения k_f и k_δ, характеризующих летательный аппарат, проведем низкочастотные асимптоты к л. а. х. летательного аппарата (показанные пунктиром на рис. 10.3). Тогда искомые коэффициенты найдутся как ординаты указанных асимптот при $\omega = 1$*

* Основы автоматического регулирования. Под ред. д-ра техн. наук Солодовникова В. В. Машгиз, 1954, стр. 405—406.

$$k_f = -2\,\partial б\,, \qquad\qquad k_\delta \approx 0\,\partial б$$

или в обычных единицах

$$k_f \approx 0{,}8\,, \qquad\qquad k_\delta \approx 1{,}0\,.$$

Теперь из условия (10.10) статической точности, учитывая исходные данные, находим

$$k_a \geqslant 9{,}2\,.$$

Выбираем округленное значение

$$k_a = 10\,,$$

близкое к найденному ее граничному значению.

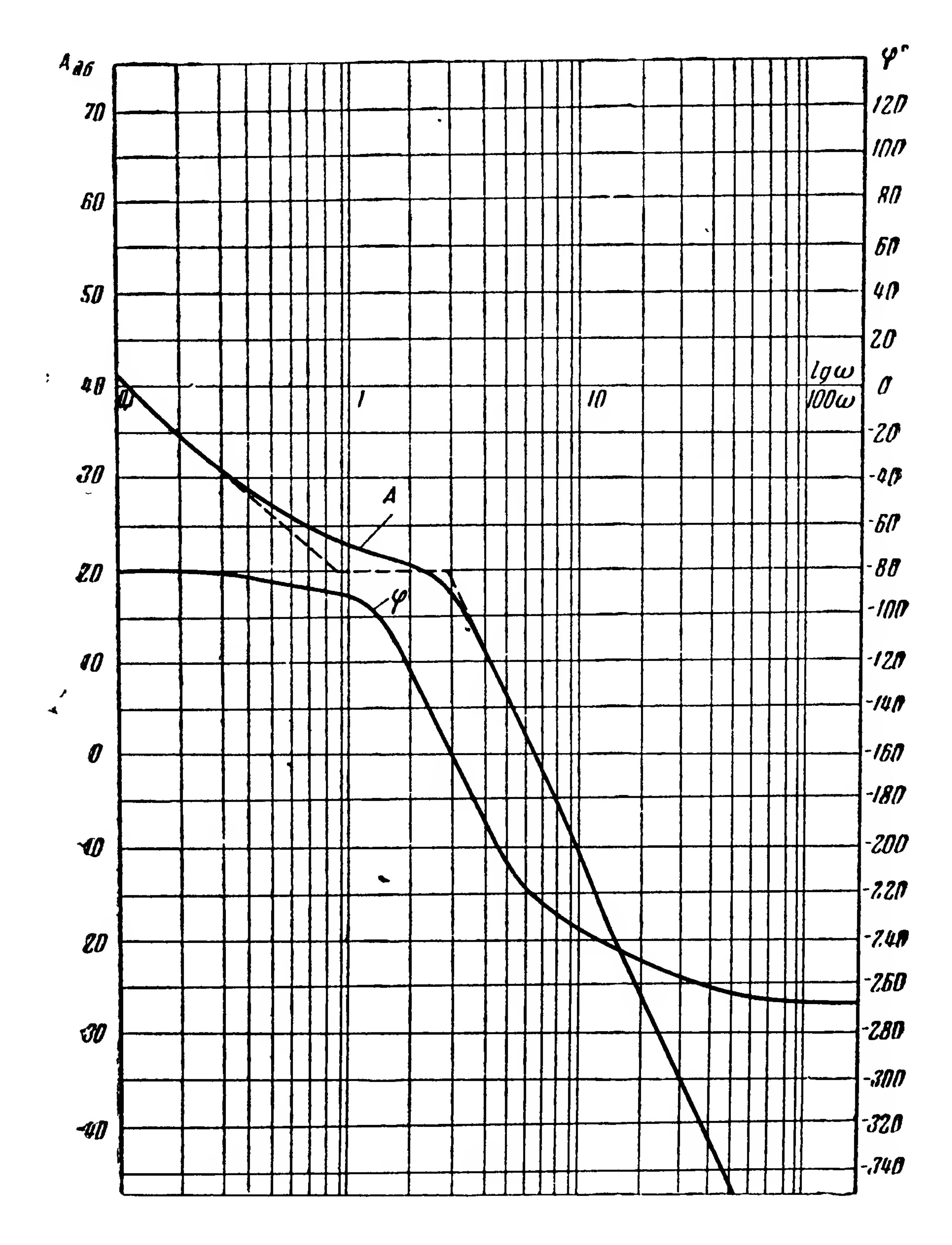


Рис. 10.5. Логарифмические частотные характеристики неизменяемой части системы

Теперь строим логарифмические частотные характеристики $K_{р.м}(j\omega)$ неизменяемой части автопилота — рулевой машинки (рис. 10.4).

Сложением находим логарифмические характеристики разомкнутой системы, включающей летательный аппарат, рулевую машинку и обладающей общим коэффициентом усиления, равным (рис. 10.5)

$$k_\delta\, k_a = 1 \cdot 10 = 10 \text{ или } k_\delta\, k_a = 20\, \partial б.$$

Из построения видно, что замкнутая система, образованная замыканием звена с передаточной функцией

$$W_\psi^\delta(p)\, K_{р.м}(p),$$

является неустойчивой.

Перейдем к формированию среднечастотной части построенных л. а. х., обеспечивающей наличие требуемого запаса устойчивости. С этой целью необходимо так видоизменить структуру разомкнутой системы, чтобы в окрестности частоты среза характеристики имели нужное взаимное расположение (рис. 5.6), при котором логарифмические частотные характеристики разомкнутой системы по возможности проходили через точки

$$A(\omega_c) = 0; \quad \text{при} \quad \varphi(\omega_c) = -\pi + 30^0 = -150^0;$$

$$A(\omega_1) = -10\, \partial б; \quad \text{при} \quad \varphi(\omega_1) = -\pi.$$

Кроме того, желательно, чтобы в указанной области наклон л. а. х. на протяжении декады составлял —20 *дб/дек*.

Как известно, такая желаемая деформация л. а. х. может быть достигнута разными способами: введением производных в закон регулирования, введением различных корректирующих контуров и т. п. При выборе наиболее рационального в данном случае метода будем исходить из условия получения желательной формы частотной характеристики $\Phi(j\omega)$ замкнутой системы по отношению к возмущающему воздействию $f(t)$.

С этой целью уточним требуемый вид этой характеристики. Отметим, что начальная ордината $M(0)$ этой кривой будет

$$M(0) = 20 \lg [\Phi(0)] = 20 \lg 0{,}08 = -22\, \partial б.$$

Исходя из заданной граничной частоты $\omega_m = 10\, ^1/сек$, непрерывно изменяющихся возмущений и уровня λ устанавливаем полосу пропускания замкнутой системы

$$0 - \omega_m \text{ или } 0 - 10\, ^1/сек.$$

Используя требование возможных перерегулирований, находим допустимое значение превышения максимума кривой $M(\omega)$ над ее начальным значением

$$M_{max} - M(0) \leqslant (2 \div 3)\, \partial б.$$

Рассмотрим возможности реализации нужных свойств системы. Заменяя л. а. х. неизменяемой части разомкнутой системы (рис. 10.5)

звеньями ломаной линии, получим соответствующую асимптотическую л. а. х., показанную на рис. 10.5 пунктиром.

Подбирая необходимое корректирующее устройство, будем прежде всего стремиться к тому, чтобы в окрестности некоторой частоты среза наклон л. а. х. и взаимное расположение амплитудной и фазовой характеристик обеспечивали наличие требуемого запаса устойчивости.

Как видно из формы полученной л. а. х. разомкнутой системы, принципиально возможны различные пути ее необходимого видоизменения, обеспечивающего получение требуемого запаса устойчивости.

Введение в закон регулирования сигнала, зависящего от первой производной $\dot{\psi}$, приведет к тому, что закон регулирования примет вид:

$$U = k_\psi \psi + k_{\dot{\psi}} p \psi$$

или

$$U = k_\psi (1 + T_{\dot{\psi}} p),$$

где U — сигнал на входе рулевой машинки;

$T_{\dot{\psi}} = \frac{k_{\dot{\psi}}}{k_\psi}$ — постоянная, оценивающая уровень корректирующего сигнала с основным.

Таким образом, введение наряду с сигналом $k_\psi \psi$ сигнала, зависящего от производной $\dot{\psi}$, эквивалентно включению в цепь корректирующего контура с передаточной функцией

$$W_к(p) = k_\psi (1 + T_{\dot{\psi}} p).$$

Если же учесть, что значение коэффициента k_ψ уже установлено при определении общего коэффициента усиления разомкнутой системы, то можно ограничиться подбором звена с передаточной функцией

$$W_к(p) = 1 + T_{\dot{\psi}} p.$$

Кроме того, учтем возможные динамические ошибки звена, измеряющего указанную угловую скорость $\dot{\psi}$, полагая его звеном первого порядка с некоторой постоянной времени $T_к$. При этих условиях передаточная функция корректирующего устройства принимает следующий окончательный вид:

$$W_к(p) = \frac{1 + T_{\dot{\psi}} p}{1 + T_к p}. \qquad (10.10,а)$$

Как следует из рассмотрения асимптоматических л. а. х. (рис. 10.6, *а*), а также логарифмических частотных характеристик звена (рис. 10.6, *б* и 10.6, *в*), в этом случае действительно представляется возможность уменьшить наклон л. а. х. в области частоты среза и уменьшить фазовый сдвиг в достаточно широкой полосе частот, повышая тем самым запас устойчивости.

Убедившись в целесообразности использования такого корректирующего средства, перейдем к выбору параметров $T_ф$ и $T_к$ звена. Указанные параметры определяют, как видно из рис. 10.6, *а*, сопрягающие частоты л. а. х. Необходимые значения этих частот можно установить из соображений получения желаемой формы логарифмических частотных характеристик разомкнутой и замкнутой систем.

Сопрягающая частота

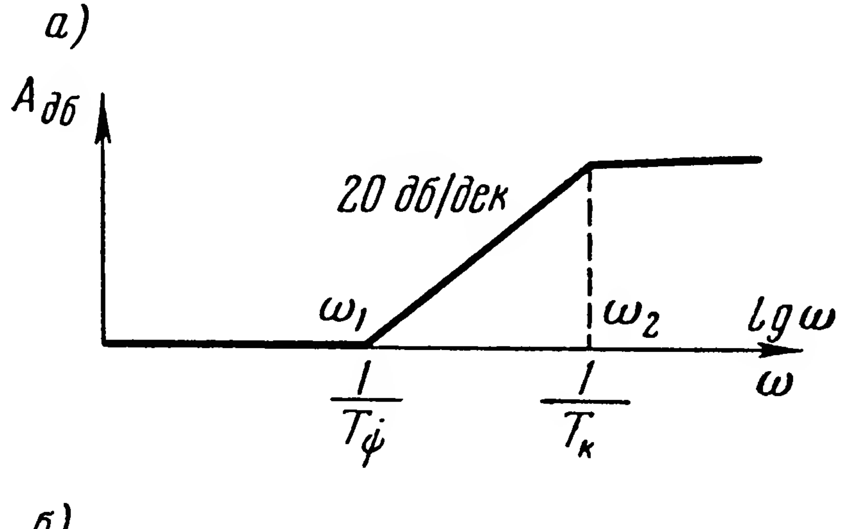
$$\omega_1 = \frac{1}{T_ф}$$

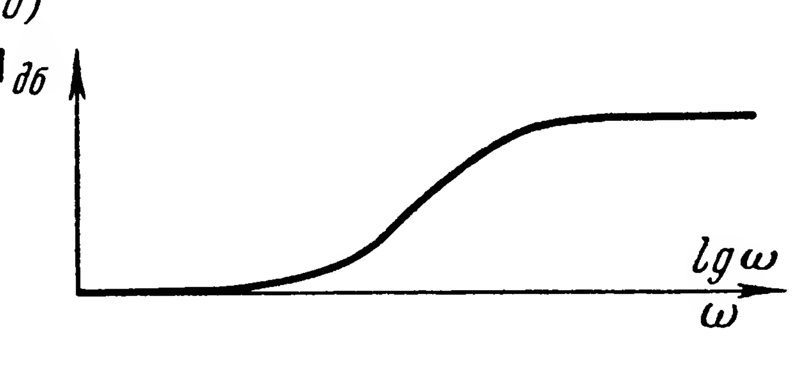
должна быть меньше, чем частота ω_c среза неизменяемой части разомкнутой системы (см. рис. 10.5). Вместе с тем она не должна быть слишком низкой, так как при этом увеличивается частота среза получаемой л. а. х. разомкнутой системы. Последнее же обстоятельство приводит к увеличению частоты среза л. а. х. замкнутой системы, допустимое значение которой ограничено условиями задачи.

Выбирая сопрягающую частоту

$$\omega_2 = \frac{1}{T_к},$$

следует учитывать, что ее увеличение повышает опережение по фазе в области частоты среза и тем самым повышает запас устойчивости. Однако такое увеличение ограничивает допустимые значения постоянной времени $T_к$ самого корректирующего звена, затрудняя реализацию последнего.





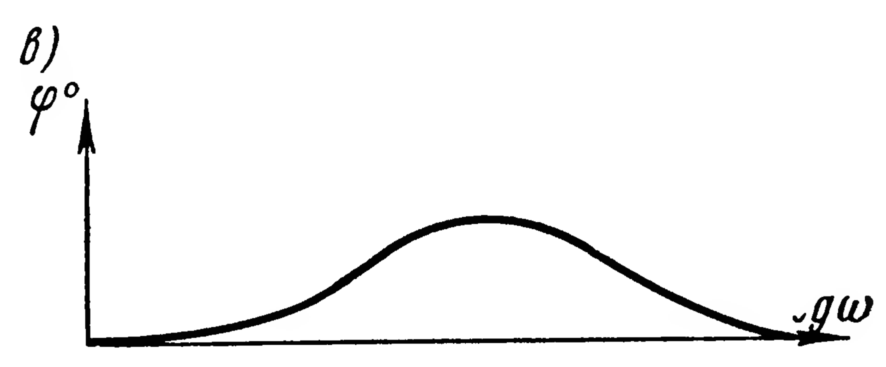


Рис. 10.6. Типовые логарифмические частотные характеристики корректирующего звена

Поэтому при задании ω_2 необходимо стремиться к получению такого наибольшего значения $T_к$, при котором реализуется запас устойчивости, близкий к допустимому. Естественно, что ω_2 должна превышать частоту ω_c среза разомкнутой системы.

Изложенные выше соображения позволяют считать, что рациональным значением ω_1 является

$$\omega_1 = 2{,}6\ {}^1/сек,$$

соответствующее второй сопрягающей частоте л. а. х. неизменяемой части системы (рис. 10.5). Имея это в виду и добавляя к указанной л. а. х. аналогичную характеристику корректирующего звена

(рис. 10.6, *а*), получаем участок асимптотической л. а. х. разомкнутой системы, позволяющий определить частоту среза (рис. 10.7)

$$\omega_с \approx 8 \ ^1/сек.$$

Для определения допустимого значения ω_2 строим л. а. х. и логарифмические фазовые характеристики корректирующего звена для нескольких значений $T_к = \frac{1}{\omega_2}$ (рис. 10.8). Выбирая, например,

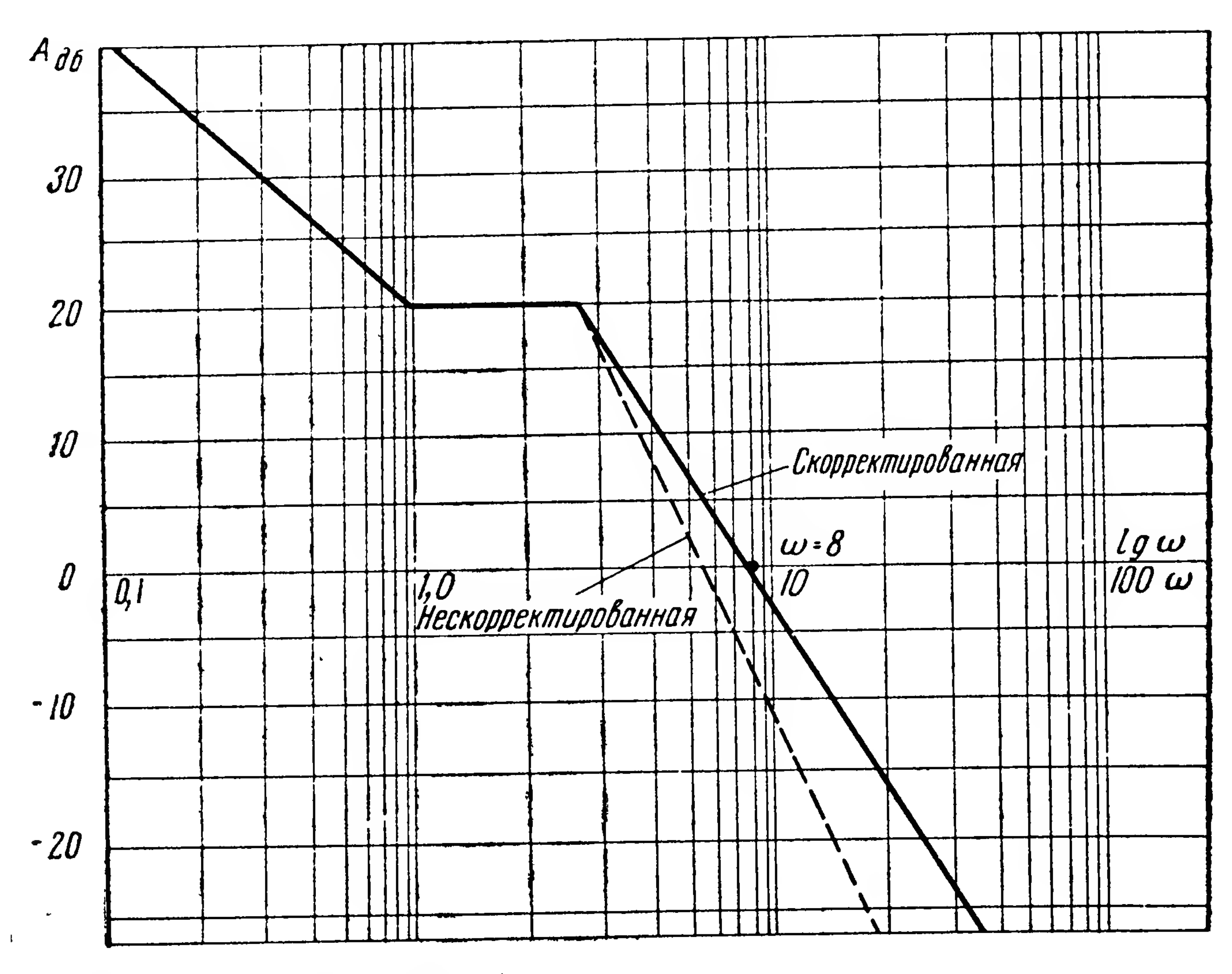


Рис. 10.7. Асимптотическая л. а. х. скорректированной разомкнутой системы

$$\omega_2 = 10 \ ^1/сек;$$
$$\omega_2 = 20 \ ^1/сек;$$
$$\omega_2 = 50 \ ^1/сек;$$
$$\omega_2 = 80 \ ^1/сек;$$
$$\omega_2 = 100 \ ^1/сек.$$

Суммируя последние характеристики с соответствующими характеристиками неизменяемой части системы (рис. 10.5), получаем логарифмические частотные характеристики скорректированной разомкнутой системы (рис. 10.9).

Полученные логарифмические частотные характеристики показывают, что увеличение частоты ω_2 до значений $50 \div 80 \ ^1/сек$ позволяет получить запасы устойчивости по амплитуде $m \approx 10 \div 17$ *дб*, а по фазе $\varphi_c \approx 15° \div 25°$.

При этом дальнейшее увеличение частоты ω_2 не приводит к заметному увеличению запаса по амплитуде и особенно по фазе.

Таким образом, принятый способ корректирования введением производной обеспечивает указанные выше пределы запаса устойчи-

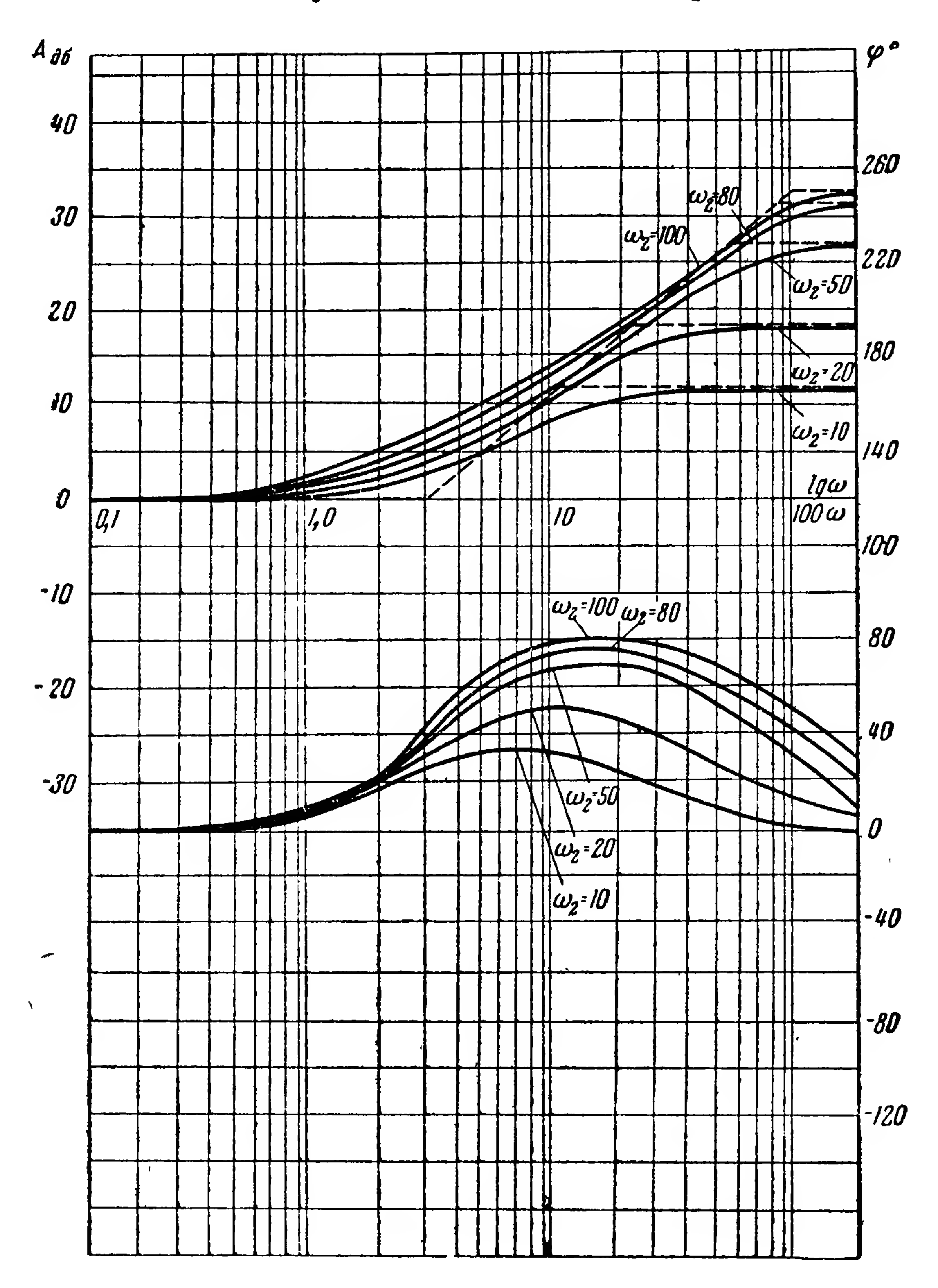


Рис. 10.8. Логарифмические частотные характеристики корректирующего звена

вости при условии, что собственная постоянная времени звена превышает соответственно

$$T_к = 0,02 \div 0,013 \ сек.$$

Необходимое значение постоянной $T_{\dot{\psi}}$ составляет

$$T_{\dot{\psi}} = \frac{1}{\omega_1} = \frac{1}{2,6} = 0,38 \, сек.$$

Как видно, запас по фазе оказывается несколько недостаточным. Таким незначительным расхождением практически можно пренебречь,

если при этом достигается нужная форма логарифмических частотных характеристик замкнутой системы. Для решения последнего вопроса строим на рис. 10.10. эти характеристики, основываясь при этом на формуле (5.6) и пользуясь методами, использующими номограмму

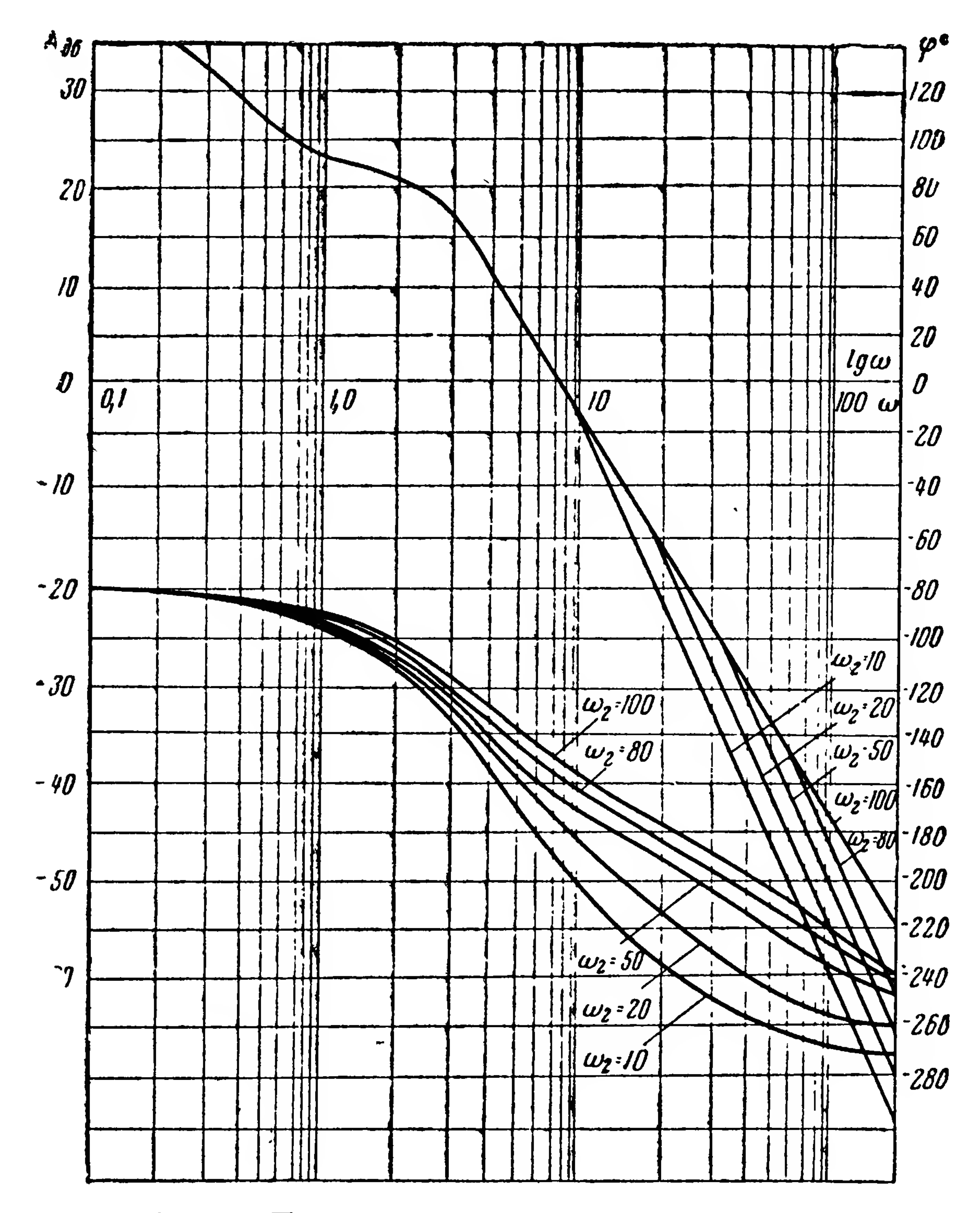


Рис. 10.9. Логарифмические частотные характеристики скорректированной разомкнутой системы

замыкания, и методами, описанными в гл. V, § 4. Там же показаны кривые, отвечающие множителю $\frac{1}{1+G(p)}$.

Приведенные результаты показывают, что достигаемый при данных значениях параметров корректирующего устройства показатель колебательности составляет $1 \div 2$ *дб*, что вполне соответствует предъявляемым к системе требованиям.

Что касается полосы пропускания замкнутой системы, то, как видно из л. а. х. замкнутой системы (рис. 10.10), она не превышает

заданных значений. Заметим, что в противном случае следовало бы идти по пути уменьшения частоты среза разомкнутой системы.

Выбранный способ коррекции введением сигнала, зависящего от первой производной, приводит к удовлетворительным результатам. Тем не менее для оценки возможностей более полного удовлетворения поставленным требованиям целесообразно рассмотреть способ даль-

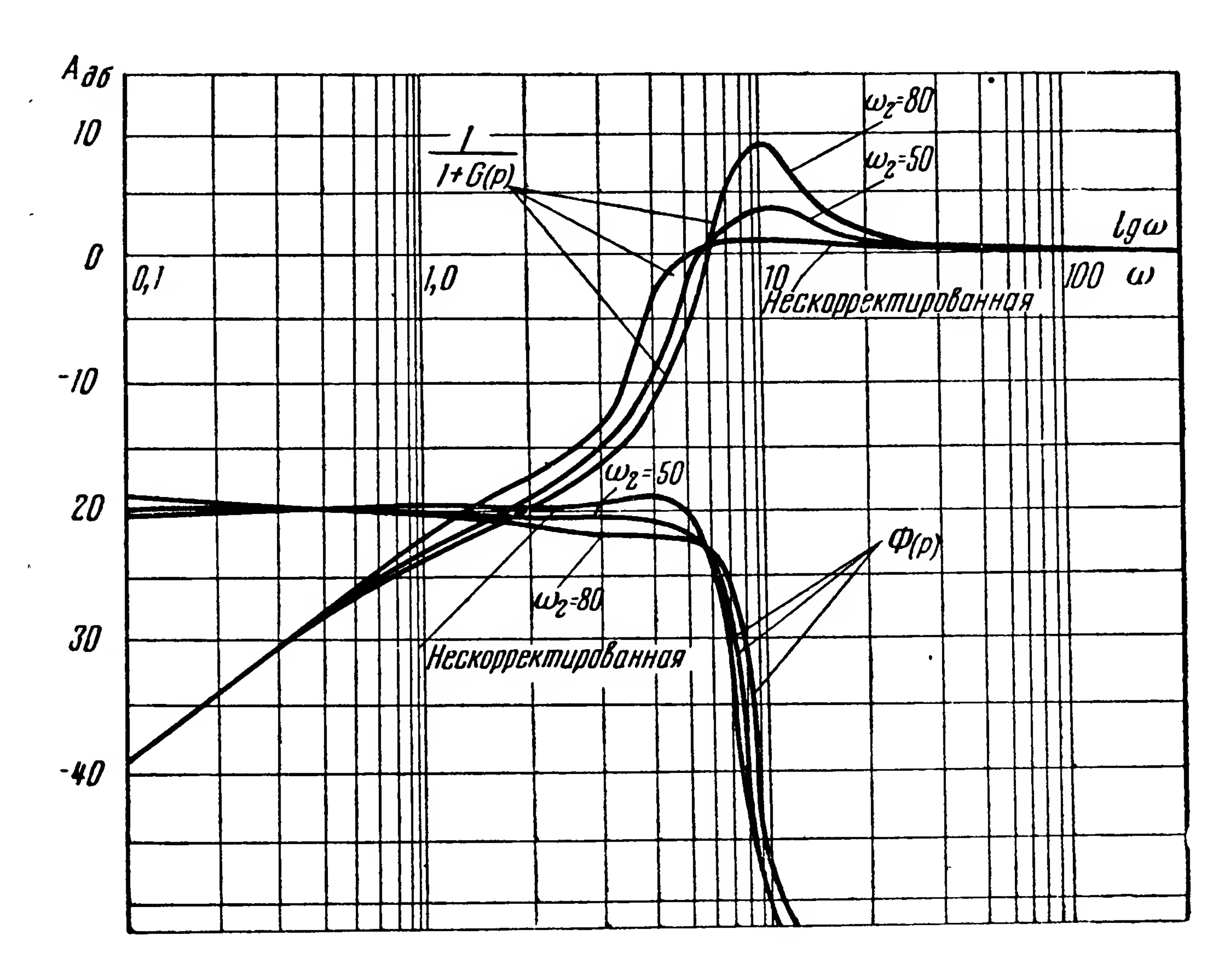


Рис. 10.10. Л. а. х. замкнутой системы

нейшего повышения качества стабилизации. Таким возможным способом дальнейшего улучшения характеристик системы стабилизации является, как указывалось в гл. VI, § 2, дополнительное введение сигнала, зависящего от второй производной $\ddot{\psi}$ регулируемого параметра.

Рассмотрим вопрос о выборе параметров системы при таком изменении ее структуры. В этом случае закон регулирования принимает вид

$$U = k_{\psi}\psi + k_{\dot{\psi}}\dot{\psi} + k_{\ddot{\psi}}\ddot{\psi},$$

где k_{ψ}, $k_{\dot{\psi}}$, $k_{\ddot{\psi}}$ — соответствующие передаточные числа.

Передаточная функция корректирующего звена записывается так:

$$W_{к}(p) = k_{\psi} + k_{\dot{\psi}}p + k_{\ddot{\psi}}p^2.$$

Или, если, как и в предыдущем случае, учитывать собственную постоянную времени $T_{к}$, то

$$W_{\text{к}}(p) = \frac{k_{\psi} + k_{\dot{\psi}} p + k_{\ddot{\psi}} p^2}{T_{\text{к}} p + 1}.$$

Приводя для удобства построения соответствующих частотных характеристик $W_{\text{к}}(p)$ к стандартному виду, имеем

$$W_{\text{к}}(p) = k_{\psi} \frac{T^2 p^2 + 2 \xi T + 1}{T_{\text{к}} p + 1},$$

где

$$T = \sqrt{\frac{k_{\ddot{\psi}}}{k_{\psi}}},$$

$$\xi = \frac{k_{\dot{\psi}}}{2k_{\psi}} \sqrt{\frac{k_{\psi}}{k_{\ddot{\psi}}}}. \qquad (10.11)$$

Имея в виду, что $k_{\psi} = 10$ определено, как и ранее, требованиями статической точности, будем определять два других параметра T и ξ корректирующего устройства. Очевидно, что найдя их с помощью последних соотношений, можно установить необходимые величины передаточных чисел $k_{\dot{\psi}}$ и $k_{\ddot{\psi}}$. Кроме того,будем оценивать ограничения, налагаемые на допустимые значения постоянной времени $T_{\text{к}}$.

Частотные характеристики звена можно построить, рассматривая его как совокупность двух последовательно включенных звеньев с передаточными функциями

$$W_{\text{к1}}(p) = T^2 p^2 + 2 \xi T p + 1$$

и

$$W_{\text{к2}}(p) = \frac{1}{T_{\text{к}} p + 1}.$$

Учитывая вид характеристик, отвечающих каждому из указанных сомножителей (рис. 10. 11, *а* и 10.11, *б*), получим характеристики корректирующего звена (рис. 10.11, *в*) (соответствующие асимптотические л. а. х. показаны пунктиром).

Как следует из построенных логарифмических характеристик, введение данного корректирующего звена позволяет в области частоты среза уменьшить наклон л. а . х. до —20 *дб/дек* и увеличить опережение по фазе на значительную величину. Следовательно, введение второй производной еще более эффективно, чем первой, повышает запас устойчивости системы.

Перейдем к выбору основных параметров звена. Устанавливая значение первой сопрягающей частоты

$$\omega_1 = \frac{1}{T}$$

асимптотической л. а. х. звена, будем, как и ранее, стремиться к возможному уменьшению частоты среза разомкнутой системы. Вместе с

тем примем во внимание, что при наклоне среднечастотной л. а. х. в 20 *дб/дек* протяженность этого участка должна составлять приблизительно одну декаду по шкале частот. При этом условии гарантируется, как указывалось ранее, достаточный запас устойчивости.

Учитывая эти соображения, принимаем

$$\omega_1 = \frac{1}{T} \approx 4\ ^1/сек.$$

Добавляя к асимптотической л. а. х. неизменяемой части системы (рис. 10.5) соответствующую характеристику корректирующего звена (рис. 10.11), находим приближенное значение частоты среза

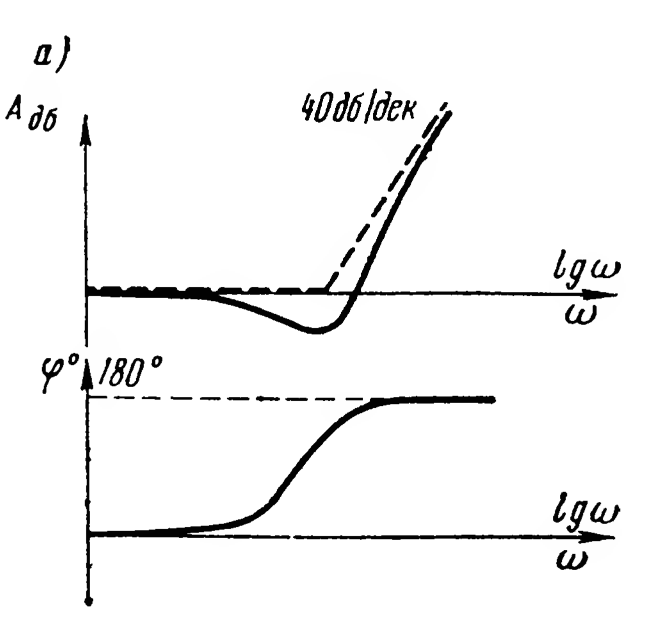
$$\omega_с \approx 12\ ^1/сек.$$

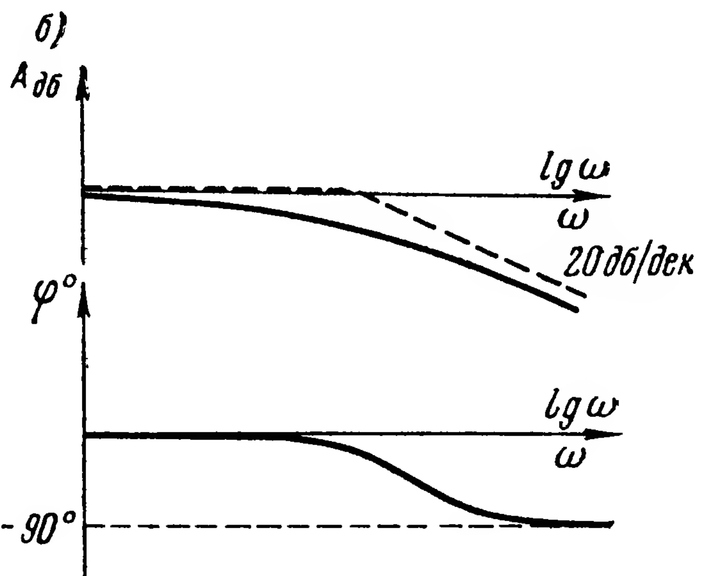
Теперь, стремясь к возможно меньшему значению, принимаем вторую сопрягающую частоту ω_2, асимптотической л. а. х. корректирующего звена

$$\omega_2 = \frac{1}{T_к} \approx 30\ ^1/сек.$$

Найденные значения ω_1 и ω_2 определяют вид асимптотической л. а. х. корректирующего звена (на рис. 10.13 показанной пунктиром). Задавая различные значения третьего параметра ξ, можно построить логарифмические частотные характеристики корректирующего звена (рис. 10.13).

Для выбора величины ξ построим логарифмические частотные характеристики разомкнутой системы для разных ее значений (рис. 10.14). Из рассмотрения полученных кривых можно заключить, что изменения параметра ξ в широких пределах $0{,}1 \div 1{,}0$ не нарушают высокого запаса устойчивости





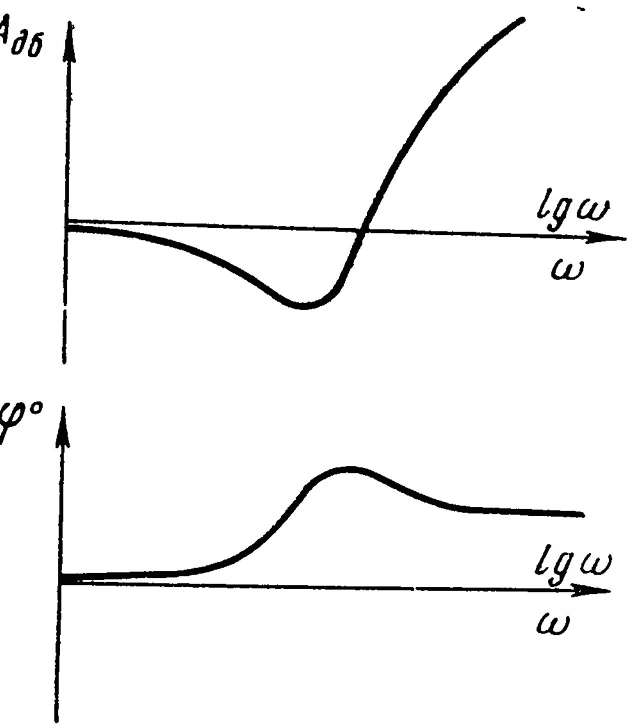


Рис. 10.11. Типовые логарифмические частотные характеристики корректирующего звена

$$\text{по амплитуде} — m = \infty;$$

$$\text{по фазе} — \varphi_с \geqslant 45°.$$

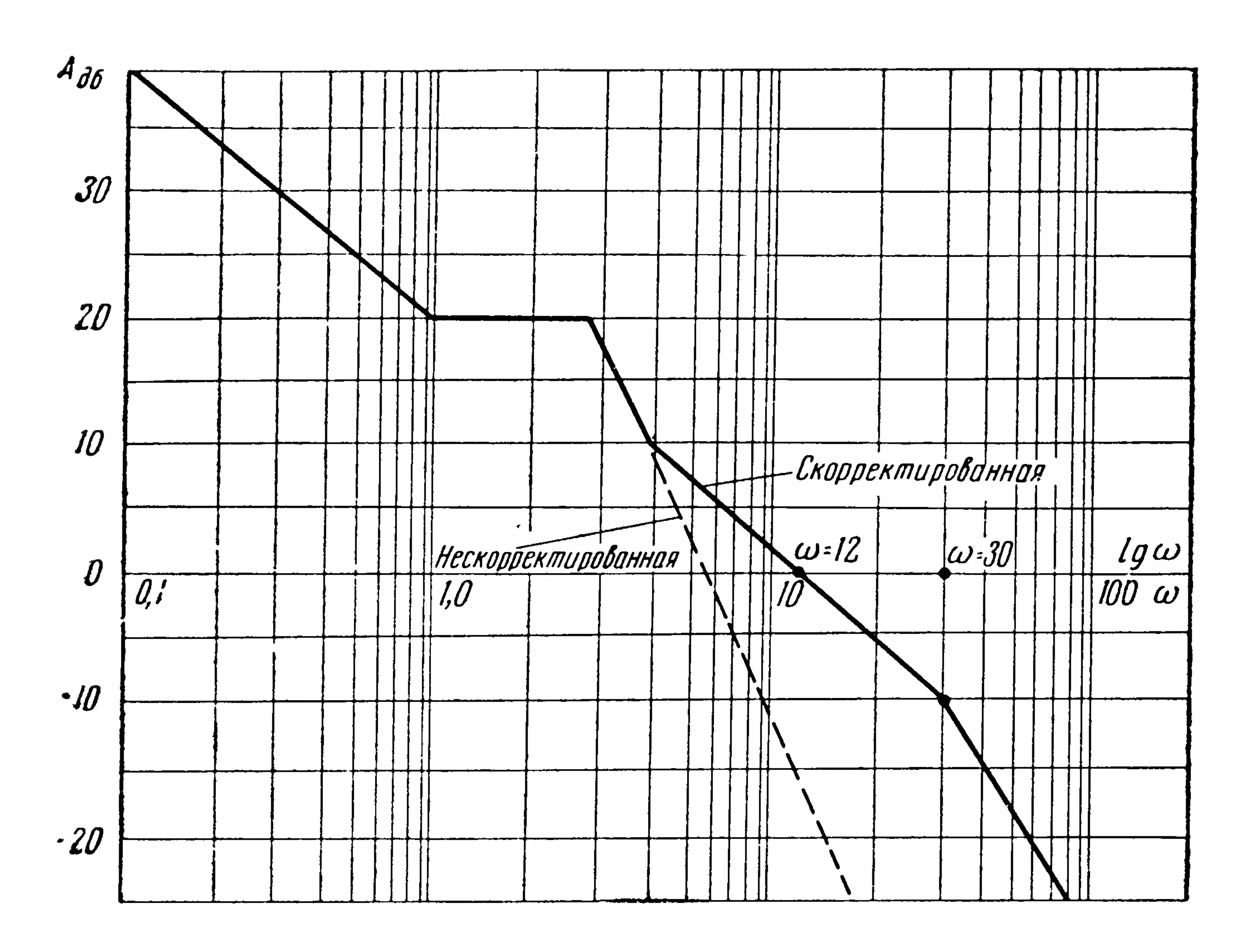


Рис. 10.12. Асимптотическая л. а. х. скорректированной разомкнутой системы

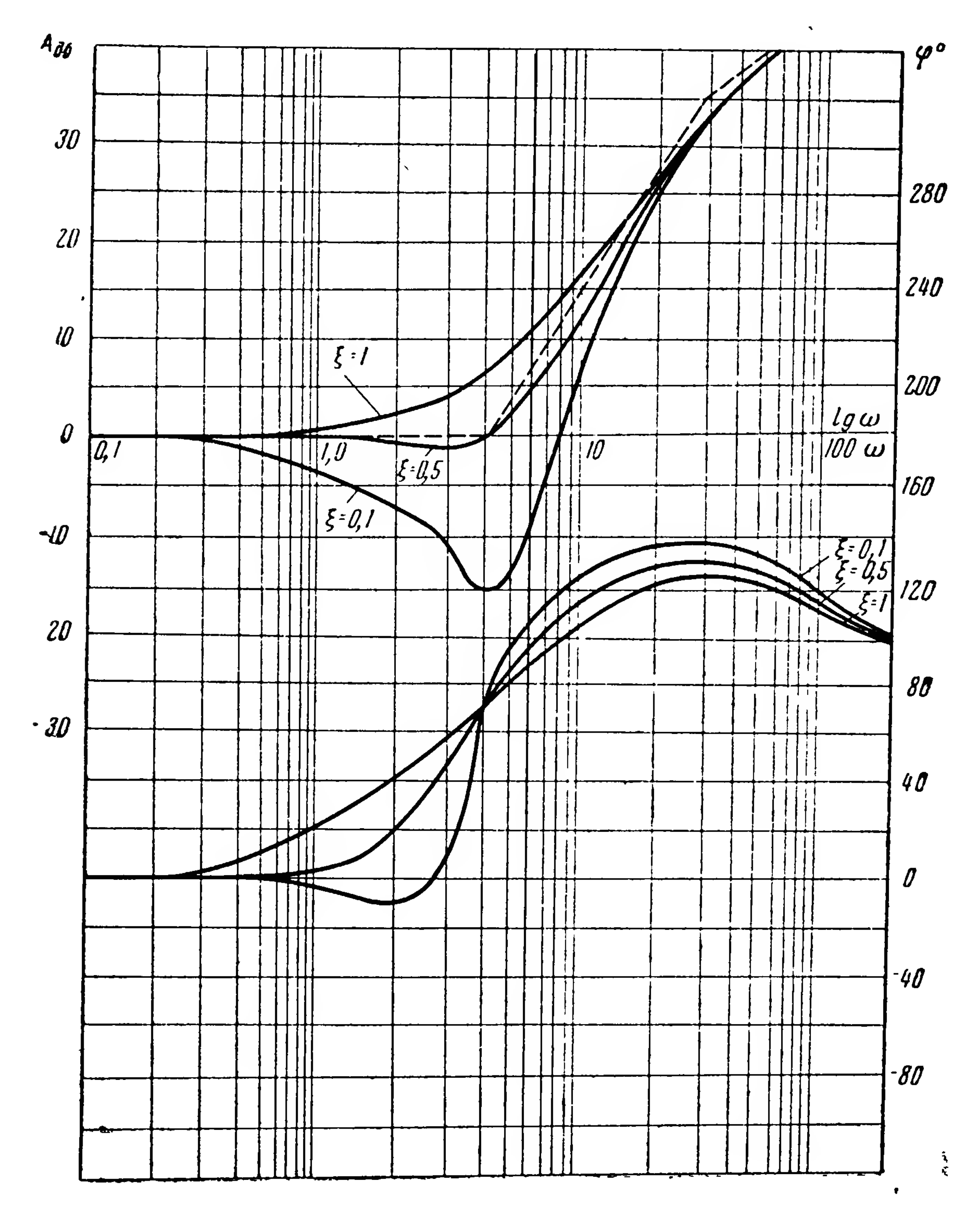


Рис. 10.13. Логарифмические частотные характеристики корректирующего звена

Следовательно, введение второй производной в закон регулирования в рассматриваемом случае позволяет получить более чем достаточный запас устойчивости и в этом отношении является рациональным усложнением системы стабилизации.

Одновременно приходится заключить, что изложенных соображений недостаточно для выбора определенного значения параметра ξ. Для решения этого вопроса выясним, как отражается изменение ξ на частотных характеристиках $\Phi(j\omega)$ замкнутой системы по отношению к возмущающему воздействию. Пользуясь с этой целью описанной выше методикой, построим л. а. х. замкнутой системы (рис. 10.15). Там же показаны кривые, отвечающие сомножителю $\frac{1}{1+G(p)}$.

Из построений видно, что уменьшение ξ увеличивает колебательность системы. Из тех же кривых можно видеть, что наименьшее значение ξ, при котором показатель колебательности лежит в нужных пределах $2 \div 4$ *дб*, составляет

$$\xi \approx 0{,}5.$$

Таким образом, требования заданного запаса устойчивости и допустимых перерегулирований могут быть удовлетворены при выборе значений

$$T \approx 0{,}25 \text{ сек},$$
$$\xi \approx 0{,}5.$$

Откуда, пользуясь выражениями (10.11) для T и ξ, находим необходимые значения передаточных чисел автопилота:

$$k_\psi = 10,$$

$$k_{\dot\psi} = 2{,}5,$$

$$k_{\ddot\psi} = 0{,}62.$$

При этом величина собственной постоянной времени корректирующего устройства не должна превышать

$$T_\text{к} \leqslant 0{,}03 \div 0{,}04 \text{ сек}.$$

Отметим, что при нарушении последнего условия качество системы ухудшается. Соответствующие показатели можно определить, повторяя все предыдущие построения и вычисления.

Проведенный выше анализ основан на получении необходимых показателей устойчивости системы и качества переходного процесса, возникающего при изменении возмущающего воздействия. Он указывает на две возможности решения задачи. Первая предусматривает введение только первой производной, а вторая требует добавления и второй производной, но позволяет достичь несколько более высоких результатов.

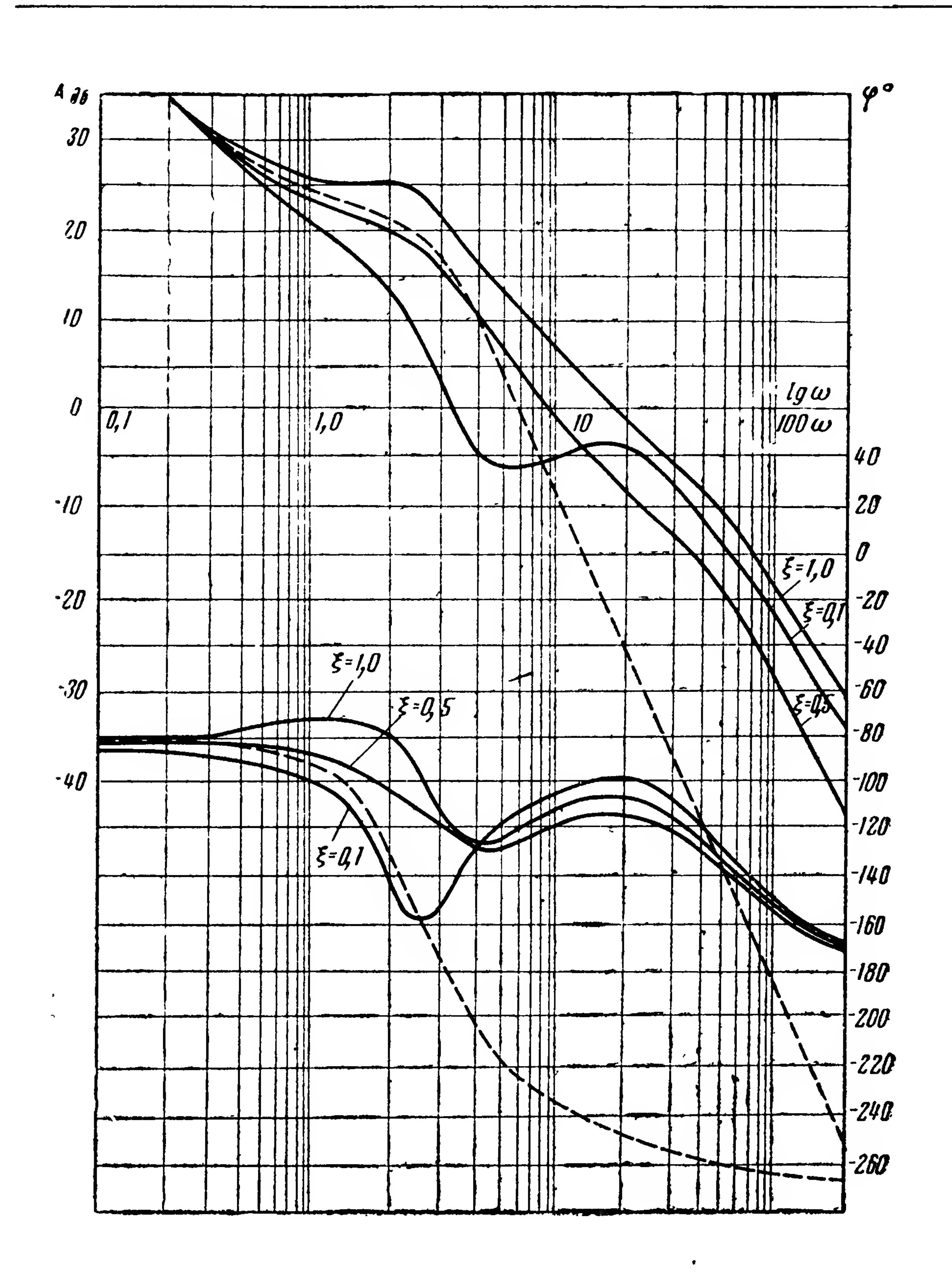


Рис. 10.14. Логарифмические частотные характеристики скорректированной разомкнутой системы

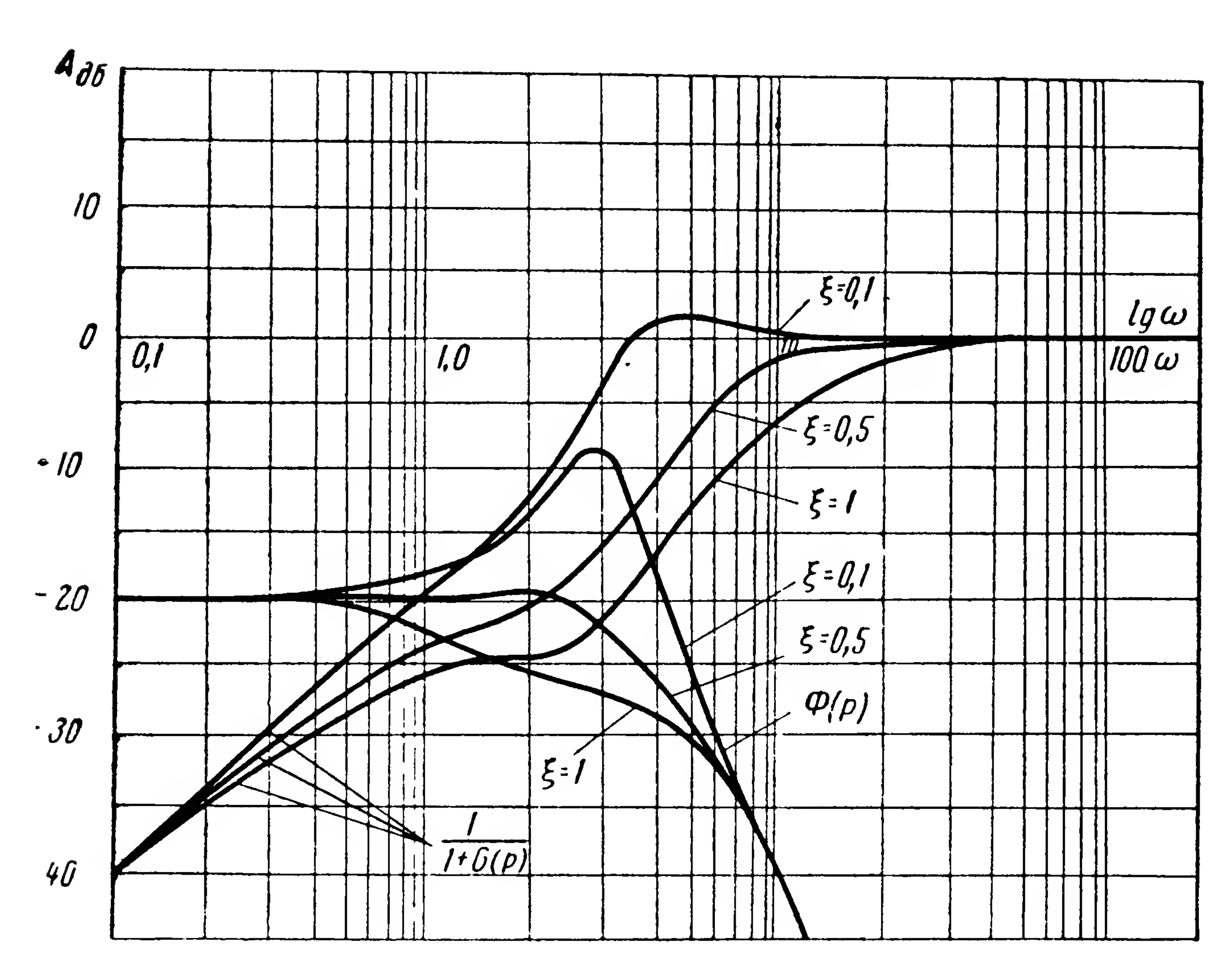


Рис. 10.15. Л. а. х. замкнутой системы

При выборе того или иного пути решения задач можно исходить из дополнительных соображений. Такими служат соображения простоты схемы или удовлетворения других требований. Рассмотрим этот вопрос с точки зрения получения наилучших характеристик системы по отношению к управляющим воздействиям.

С этой целью выясним, как отражается каждый из рассмотренных способов коррекции на виде частотной характеристики $Y(j\omega)$ замкнутой системы по отношению к управляющему воздействию $y(t)$.

Будем полагать, что управляющие воздействия y приложены на входе усилителя (см. рис. 5.3). Тогда, пользуясь для нахождения $Y(p)$ формулой (5.5), имеем

$$Y(p)=\frac{W_{\psi}^{\delta}(p)\,K^{\text{II}}(p)}{1+G(p)},$$

причем в данном случае

$K^{\text{II}}(p)=W_{\text{р.м}}(p)$ — передаточная функция рулевой машинки (с усилителем).

Следовательно,

$$Y(p)=\frac{W_{\psi}^{\delta}(p)\ W_{\text{р.м}}(p)}{1+G(p)}.$$

Последняя формула определяет путь построения частотных характеристик замкнутой системы. Для этого необходимо сложить логарифмические частотные характеристики, отвечающие сомножителям

$$\frac{1}{1+G(p)};\quad W_{\psi}^{\delta}(p)\ \text{и}\ W_{\text{р.м}}(p).$$

Используя построенные ранее характеристики для $W_{\psi}^{\delta}(p)$ (рис. 10.3), $W_{\text{р.м}}(p)$ (рис. 10.4) и $\frac{1}{1+G(p)}$ (рис. 10.10) и (10.15), строим логарифмические частотные характеристики для принятых выше значений параметров корректирующих устройств. Результаты построений (рис. 10.16) показывают, что реакция системы на изменение управляющего сигнала в том и другом случае оказывается практически одинаковой.

В связи с тем что первый вариант, являющийся более простым, не обеспечивает требуемого запаса устойчивости, предпочтительным является второй вариант, требующий введения второй производной $\ddot{\psi}$.

При этом параметры k_{ψ}, $k_{\dot{\psi}}$ и $k_{\ddot{\psi}}$, а также допустимые пределы $T_{\text{к}}$ имеют значения, найденные выше.

Таким образом выполнен выбор структуры и основных параметров системы стабилизации, удовлетворяющей заданным требованиям качества. Аналогичная методика может быть применена и в иных случаях (например, в случае астатического автопилота и т. п.).

Рассмотренные выше способы повышения качества стабилизации путем введения производных в закон регулирования обычно являются основными в практике стабилизации летательных аппаратов.

Использование же других известных в теории автоматического регулирования средств коррекции (например, введение интегрирующих контуров и т. п.) приводит обычно к заметному ухудшению быстродействия систем стабилизации при незначительном улучшении устойчивости. Последнее связано с наличием значительного наклона л. а. х.

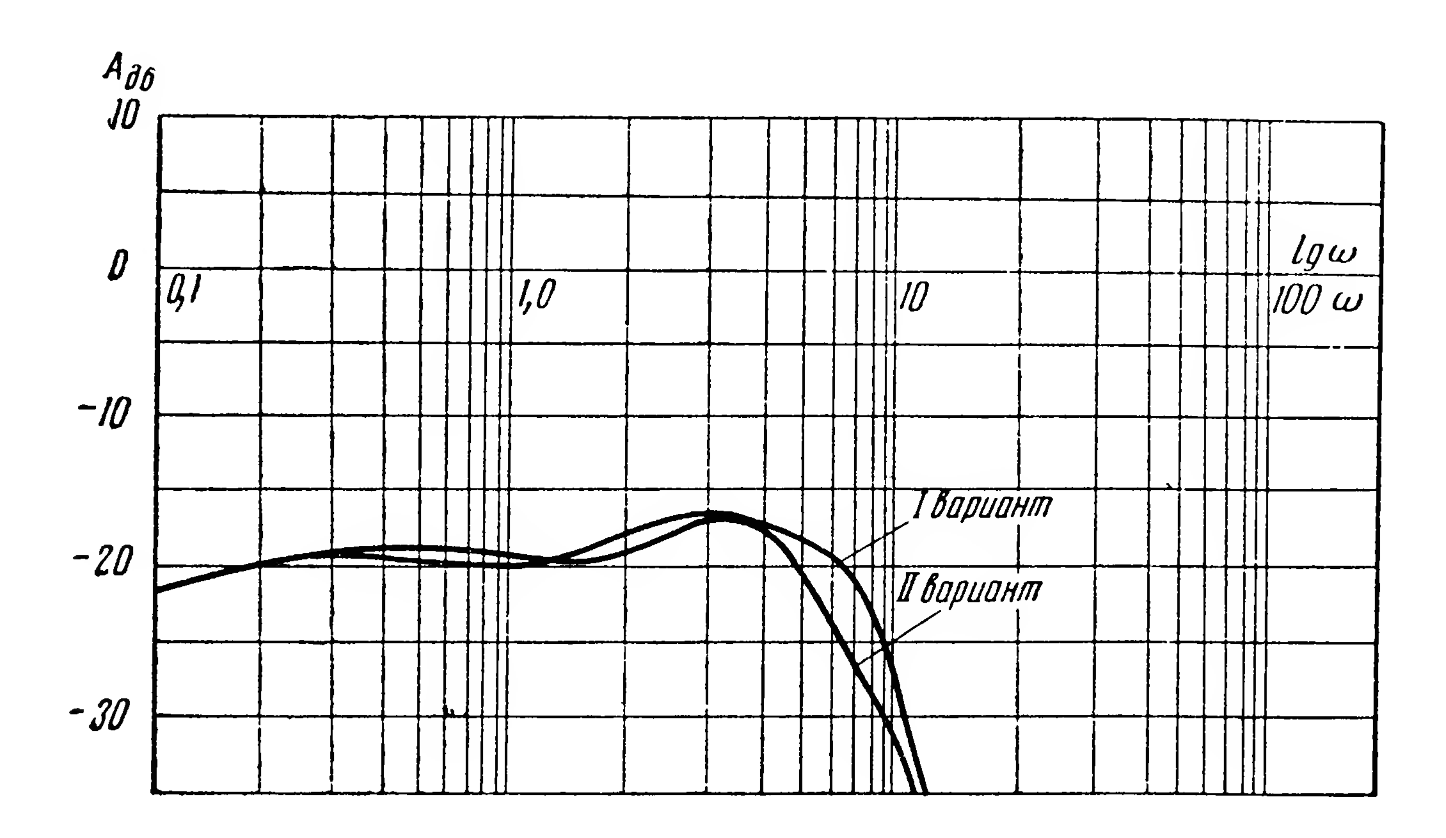


Рис. 10.16. Л. а. х. замкнутой системы по отношению к управляющему воздействию

летательного аппарата (см. гл. III, § 2), имеющего обычно место во всей полосе существенных частот.

Проведенный синтез системы носит предварительный, приближенный характер, что следует из приближенности самих построений. Однако именно этого обычно и оказывается достаточно при теоретическом рассмотрении систем автоматической стабилизации. Последнее объясняется зависимостью характеристик летательного аппарата от условий полета и недостаточных сведений об этих характеристиках. Подобные расчеты, повторенные для разных условий полета, дают приближенное граничное значение его основных параметров.

Приведенные выше постановка задачи и методика ее решения не являются единственными. Для решения того же вопроса могут быть использованы иные методы теории автоматического регулирования*. (Например, метод анализа распределения нулей и полюсов передаточной функции и т. п.)

* Траксел Дж. Синтез систем автоматического регулирования. Гл. V. Машгиз, 1959.

Однако частотные методы представляются в большинстве случаев наименее трудоемкими и более удобными, так как позволяют сочетать исходные данные, полученные как расчетными, так и экспериментальными способами.

§ 5. ПРИМЕР РАСЧЕТА АВТОМАТА СТАБИЛИЗАЦИИ

В качестве примера расчета рассмотрим задачу выбора основных параметров автомата стабилизации движения крена летательного аппарата. Стабилизация крена осуществляется автоматом, структурная схема которого представлена на рис. 10.17.

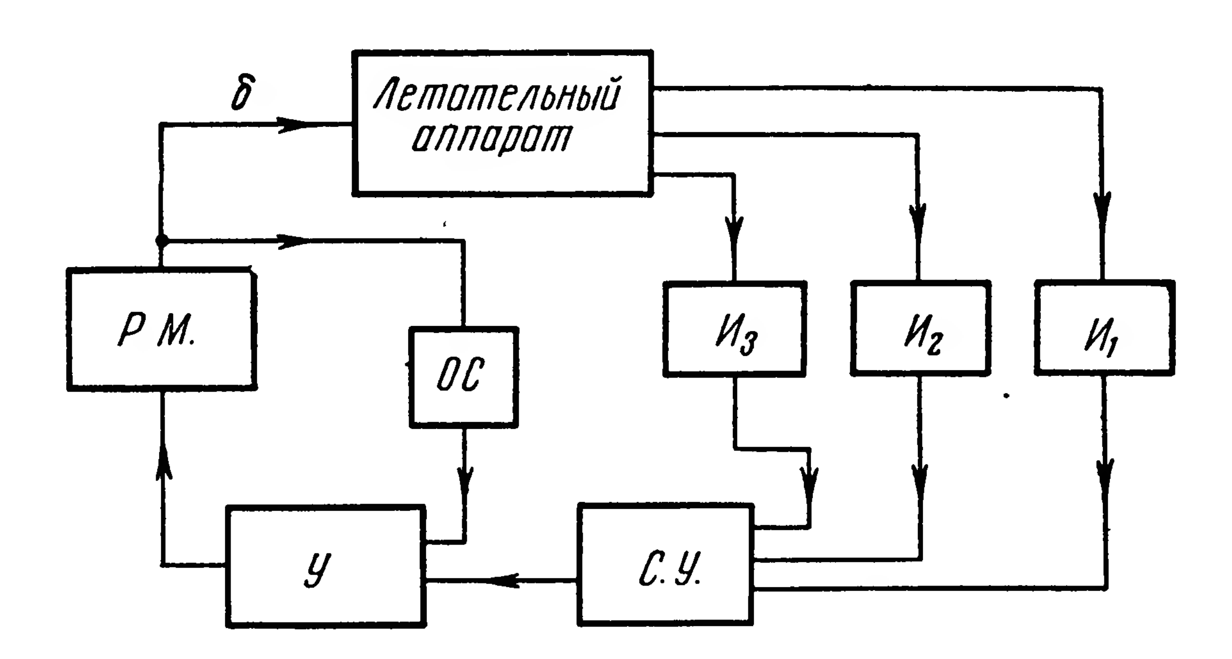


Рис. 10.17. Структурная схема автомата стабилизации

В соответствии с этой схемой на летательном аппарате имеется возможность измерения угла γ и его производных $\dot{\gamma}$ и $\ddot{\gamma}$. Сигналы с измерителей $И_1$, $И_2$ и $И_3$ суммируются суммирующим устройством *СУ* и усиливаются усилителем *У*. Неизменяемая часть автопилота состоит из магнитного усилителя *У* и электрической рулевой машинки *РМ* переменного тока.

В автопилоте предусмотрена возможность введения жесткой обратной связи *ОС*, сигнал которой подается на управляющую обмотку магнитного усилителя.

Полагается, что рассматриваемое креновое движение летательного аппарата достаточно точно описывается уравнением (2.16).

$$\ddot{\gamma} + c_1\dot{\gamma} = -c_3\delta_э + f(t).$$

Заданы значения коэффициентов, отвечающие двум характерным режимам полета летательного аппарата:

I режим	I режим
$c_1 = 2{,}94\ ^1/сек$	$c_1 = 17{,}2\ ^1/сек$
$c_3 = 12\ ^1/сек^2$	$c_3 = 103{,}3\ ^1/сек^2$

Уравнение магнитного усилителя имеет вид (см. гл. IV, § 5)

$$(T_{у} p + 1) I = k_{у} U - k_{о.с} U_{о.с},$$

где I — выходной ток;

U — управляющее напряжение;

$U_{о.с}$ — сигнал обратной связи.

Задано значение постоянной времени усилителя $T_{у} \approx 0{,}008$ *сек*.

Рулевая машинка приближенно описывается уравнением (см. гл. IV, § 7)

$$(T_{р.м} p + 1) p\delta = k_{р.м} I,$$

где δ — угол отклонения руля.

Задано значение постоянной времени рулевой машинки

$$T_{р.м} \approx 0{,}1 \text{ сек}.$$

При указанных условиях требуется.

1. Определить значения передаточных чисел автопилота по $\dot{\gamma}$ и $\ddot{\gamma}$, при которых достигаются запасы устойчивости по амплитуде $m \geqslant 8$—12 *дб*, по фазе $\varphi_{с} \geqslant 30$—35° при максимально возможном коэффициенте усиления системы.

2. Определить коэффициент усиления местного контура, охваченного обратной связью, и коэффициент обратной связи, обеспечивающие значение показателя колебательности этого контура в пределах

$$1{,}1 \div 1{,}4.$$

3. Построить переходные процессы

$$\gamma = \gamma(t);$$

$$\delta = \delta(t),$$

возникающие при ступенчатом изменении возмущения от $f=0$, до $f=0{,}1$.

При расчете системы будем пользоваться методикой, изложенной в гл. X, § 4, опуская теперь некоторые излишние подробности.

Прежде всего находим передаточную функцию $W_{\gamma}^{\delta}(p)$ летательного аппарата по отношению к отклонению руля

$$W_{\gamma}^{\delta}(p) = \frac{k_{с}}{(T_{с} p + 1) p},$$

где $k_{с} = \frac{c_3}{c_1}$ — коэффициент усиления объекта;

$T_{с} = \frac{1}{c_1}$ — постоянная времени объекта.

Подставляя численные значения, будем иметь:

I режим

$$k_c = \frac{12}{2{,}94} = 4{,}08 = 12{,}3\ \partial б$$

$$T_c = \frac{1}{2{,}94} = 0{,}34\ сек$$

II режим

$$k_c = \frac{103{,}3}{17{,}2} = 6{,}0 = 15{,}6\ \partial б$$

$$T_c = \frac{1}{17{,}2} = 0{,}058\ сек$$

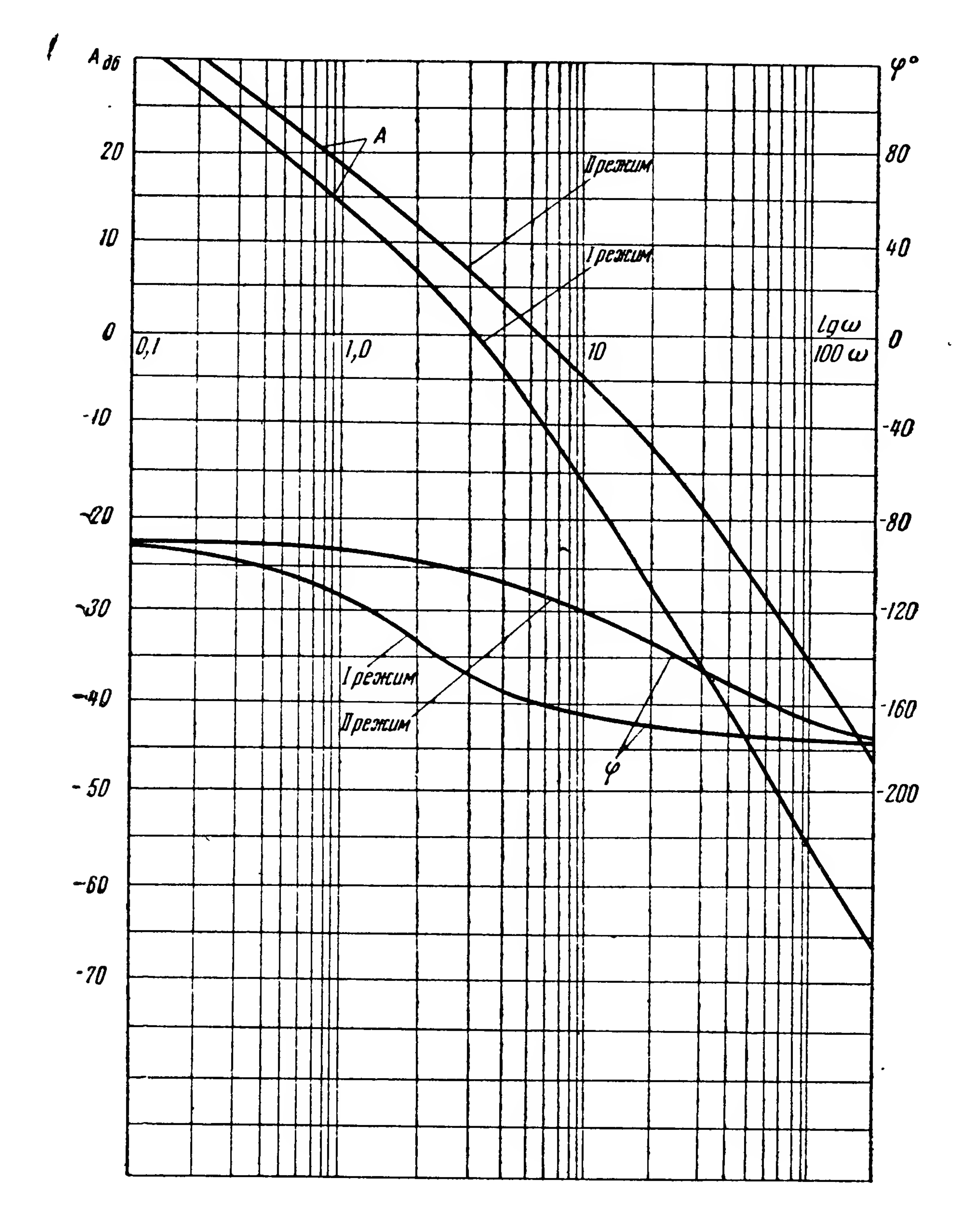


Рис. 10.18. Логарифмические частотные характеристики летательного аппарата

С помощью полученного выражения, учитывая численные значения, строим логарифмические частотные характеристики объекта для обоих режимов (рис. 10.18).

Определяем передаточную функцию неизменяемой части автопилота, подлежащей охватыванию обратной связью,

$$W_1(p) = W_у(p)\, W_{р.м}(p) = \frac{1}{T_у p + 1} \cdot \frac{1}{p} \cdot \frac{1}{T_{р.м} p + 1} =$$

$$= \frac{1}{0{,}008p + 1} \cdot \frac{1}{p} \cdot \frac{1}{0{,}1p + 1}.$$

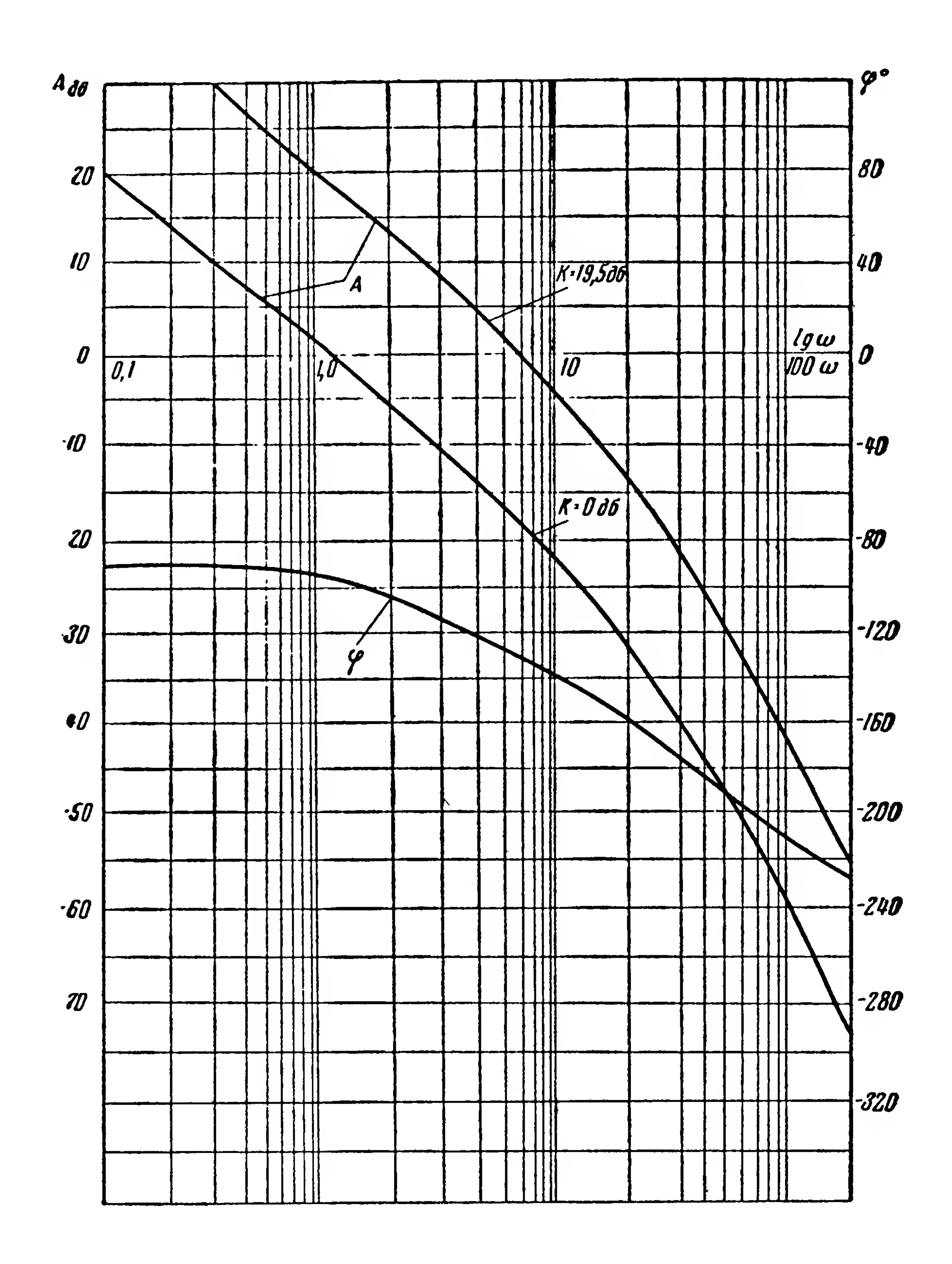


Рис. 10.19. Логарифмические частотные характеристики неизменяемой части автопилота

Отметим, что коэффициент усиления пока берется равным единице. Строим логарифмические частотные характеристики неизменяемой части автопилота (рис. 10.19). Учитывая, что на колебательность части системы, охваченной обратной связью, влияют ее коэффициенты усиления и обратной связи, зададим один из них, определяя затем другой. Например, возьмем $k_{о.с} = 1$ и будем искать коэффициент усиления.

Имея указанные характеристики, наносим на номограмме замыкания (см. рис. 5.5), кривую

$$A = A(\varphi),$$

где $A = A(\omega)$ — логарифмическая амплитудная характеристика;
$\varphi = \varphi(\omega)$ — логарифмическая фазовая характеристика.

Перемещаем нанесенную кривую вверх (что соответствует увеличению коэффициента усиления) до тех пор, пока она не коснется кривой с индексом $M_{\partial б}$ ($M = 1{,}2$).

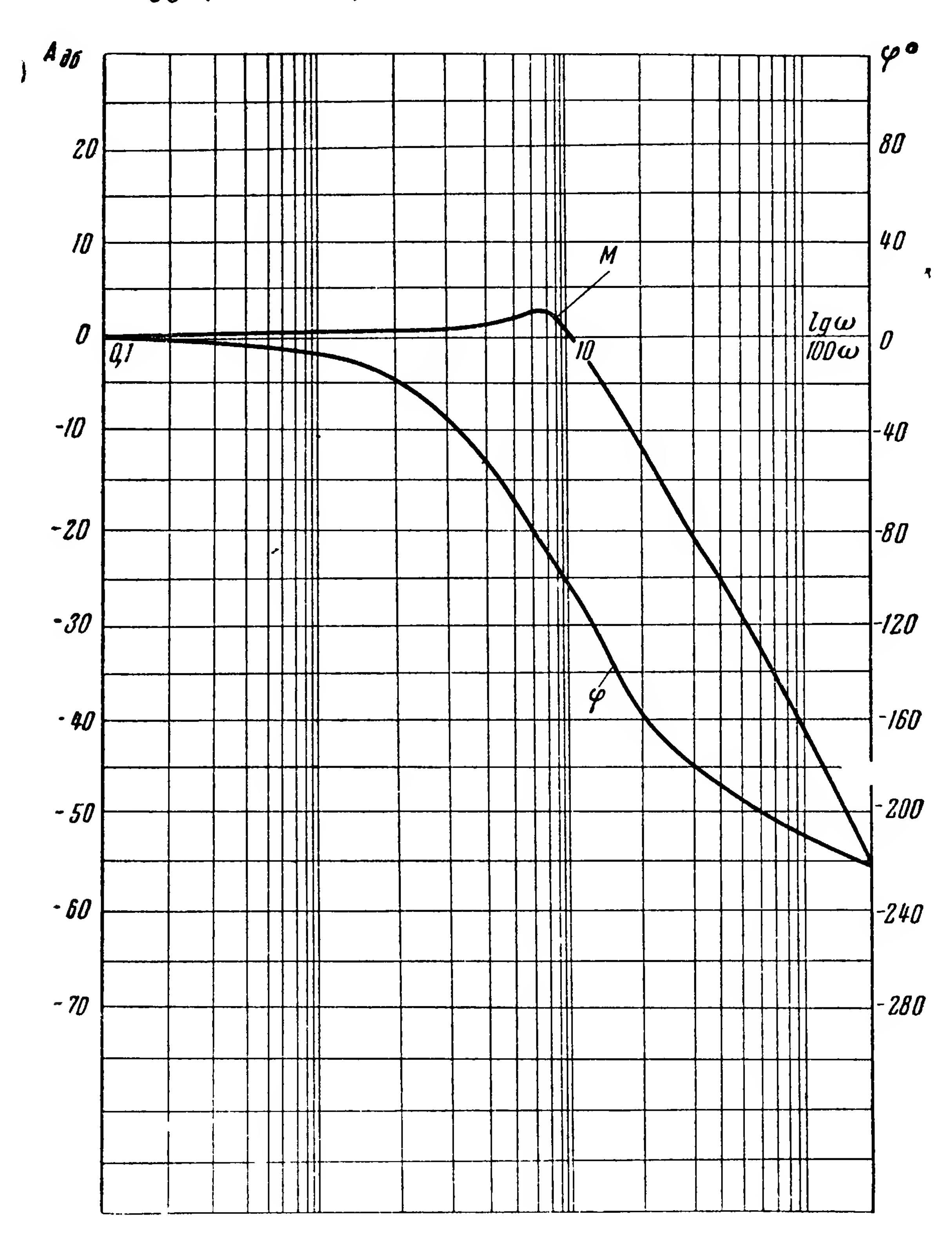


Рис. 10.20. Логарифмические частотные характеристики части системы, охваченной обратной связью

При этом значение коэффициента усиления составляет примерно

$$k_1 = 19{,}5\ \partial б.$$

После увеличения коэффициента усиления неизменяемой части автопилота (рис. 10.19) на ≈ 19 *дб* получаем л. а. х. неизменяемой части при данном значении ее коэффициента усиления (рис. 10.19). Фазовая характеристика остается неизменной.

Пользуясь той же номограммой замыкания, строим логарифмические частотные характеристики $W_2(j\omega)$ неизменяемой части системы с учетом наличия обратной связи. При этом номограмма используется прямым образом, так как обратная связь — единичная. В результате получаем характеристики, приведенные на рис. 10.20.

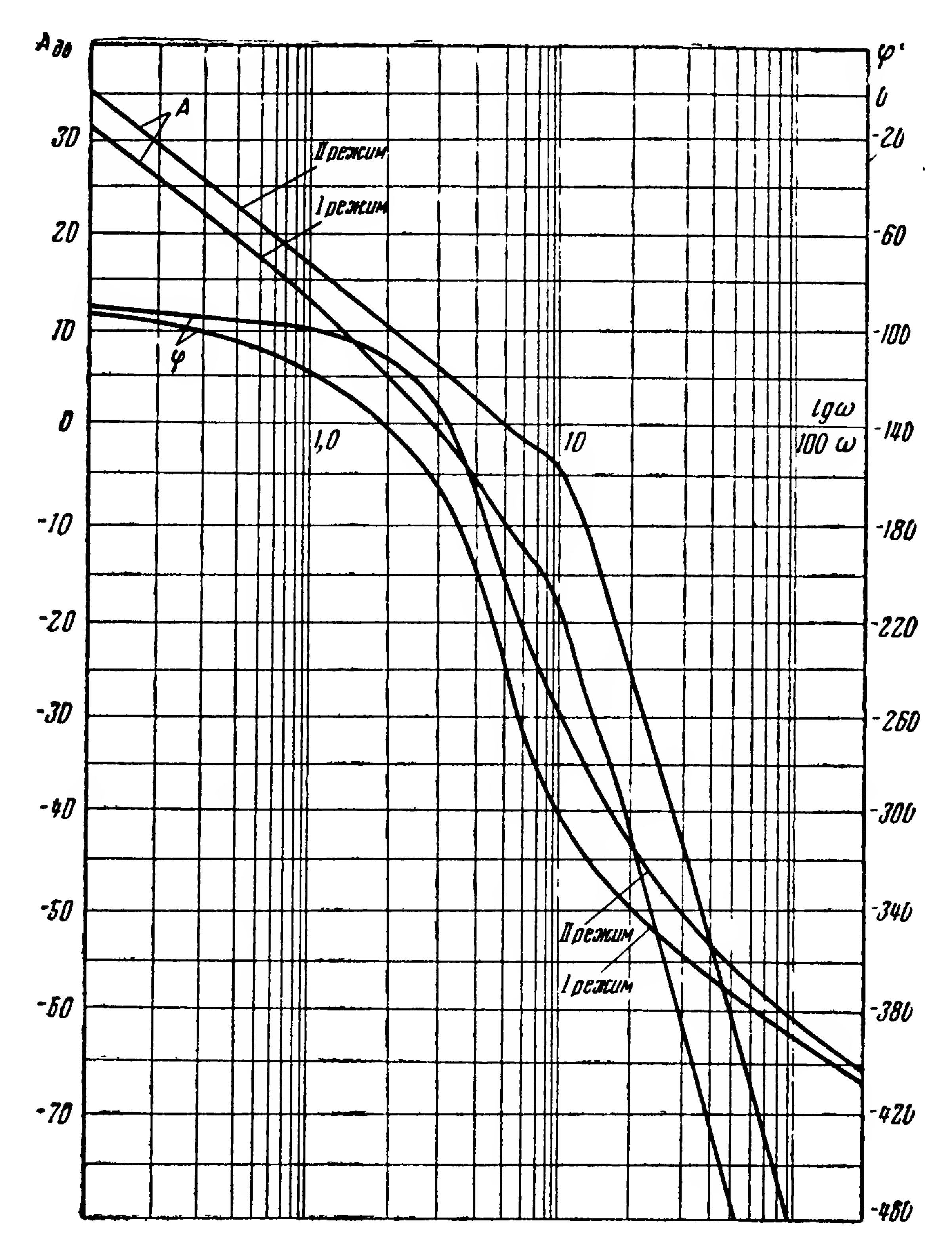


Рис. 10.21. Логарифмические частотные характеристики разомкнутой системы (без введения производных)

Добавляя к ним логарифмические частотные характеристики объекта (рис. 10.18), строим характеристики разомкнутой системы без учета введения в закон регулирования производных $\dot{\gamma}$ и $\ddot{\gamma}$ (рис. 10.21).

Переходим к определению значений передаточных чисел автопилота, обеспечивающих заданный запас устойчивости при максимально возможном коэффициенте усиления. С этой целью передаточную функцию $G(p)$ разомкнутой системы представим в виде

$$G(p) = W_{\gamma}^{\delta}(p)\, W_2(p) \cdot k_{\text{к}}(1 + T_{\dot{\gamma}}\, p + T_{\ddot{\gamma}}\, p^2),$$

где k_2 — коэффициент усиления корректирующего устройства; $T_{\dot{\gamma}}$ и $T_{\ddot{\gamma}}$ — подлежащие определению постоянные.
Очевидно, что произведение

$$k_{\text{с}}\, k_{\text{к}}\, k_2 = k$$

образует общий коэффициент усиления разомкнутой системы.

Для удобства использования номограмм и шаблонов приведем передаточную функцию

$$W_{\text{к}}(p) = k_{\text{к}}(1 + T_{\dot{\gamma}}\, p + T_{\ddot{\gamma}}\, p^2)$$

к виду

$$W_{\text{к}}(p) = k_{\text{к}}(1 + 2\,\xi T p + T^2 p^2),$$

где

$$\xi = \frac{T_{\dot{\gamma}}}{2\sqrt{T_{\ddot{\gamma}}}}; \qquad T = \sqrt{T_{\ddot{\gamma}}}.$$

Теперь задача сводится к подбору постоянных T, $k_{\text{к}}$ и ξ. Пользуясь методикой, изложенной в предыдущем параграфе, и строя логарифмические частотные характеристики скорректированной системы (рис. 10.22), устанавливаем, что необходимый запас устойчивости при наибольшем возможном коэффициенте усиления достигается, если

$$\xi = 0{,}2; \qquad T = 0{,}2.$$

Тогда максимальное значение указанного коэффициента составляет (см. рис. 10. 22)

$$k = 25 \text{ дб}.$$

Откуда

$$T_{\dot{\gamma}} = 2\,\xi T = 2 \cdot 0{,}2 \cdot 0{,}2 = 0{,}08 \text{ сек};$$

$$T_{\ddot{\gamma}} = T^2 = 0{,}04 \text{ сек}^2:$$

$$k_{\text{к}} = k_{\text{дб}} - k_{\text{сдб}} - k_{2\text{дб}} \approx 12 \text{ дб}.$$

При этих условиях запасы устойчивости составляют (рис. 10.22):

I режим	II режим
По амплитуде $m = 15$ *дб*	По амплитуде $m = 11$ *дб*
По фазе $\varphi_{\text{с}} = 30^0$	По фазе $\varphi_{\text{с}} = 30^0$

Несмотря на то что в одном из режимов запас устойчивости (15 *дб*) превышает заданный (12 *дб*), увеличение k недопустимо, так как при неизменной настройке автопилота (для обоих режимов) уменьшается сверх нормы запас устойчивости на другом режиме.

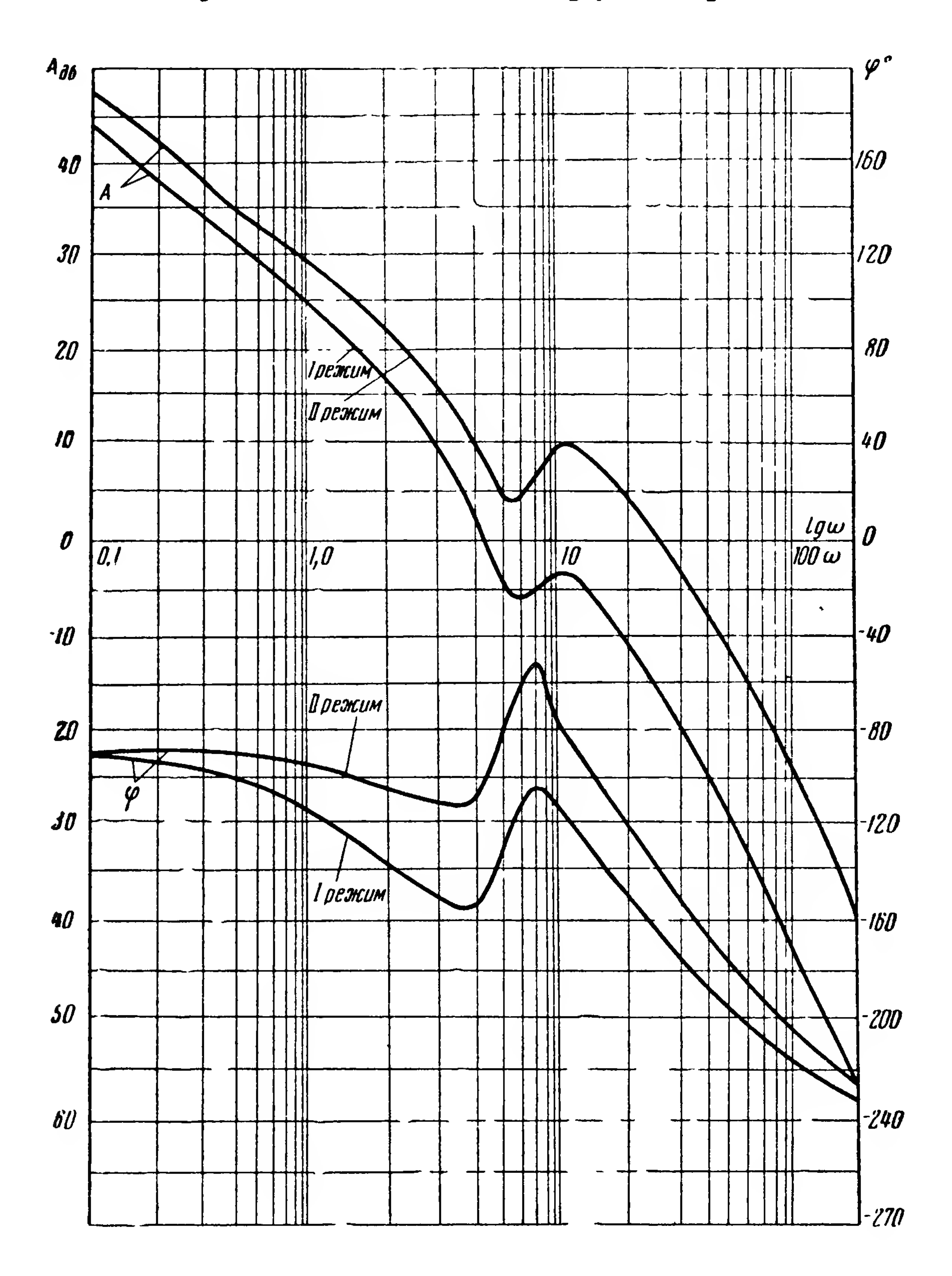


Рис. 10.22. Логарифмические частотные характеристики разомкнутой системы (с введением производных)

Определив необходимые значения основных параметров, построим требуемые переходные процессы. При этом пользуемся методом типовых трапецеидальных характеристик*, ограничиваясь рассмотрением первого режима полета. Исходя из полученных частотных характеристик объекта (рис. 10.18) и разомкнутой системы (рис. 10.22), построим частотные характеристики замкнутой системы по отношению к возмущающему воздействию $f(t)$.

* Основы автоматического регулирования. Под ред. д-ра техн. наук Солодовникова В. В. Т. I, Гл. XV. Машгиз, 1954.

Воспользовавшись формулой (5.6), в данном случае имеем

$$\Phi_\gamma(p) = \frac{W_\gamma^f(p)}{1 + G(p)},$$

где $G(p)$ — передаточная функция разомкнутой системы;

$W_\gamma^f(p)$—передаточная функция объекта по углу γ по отношению к возмущающему воздействию f.

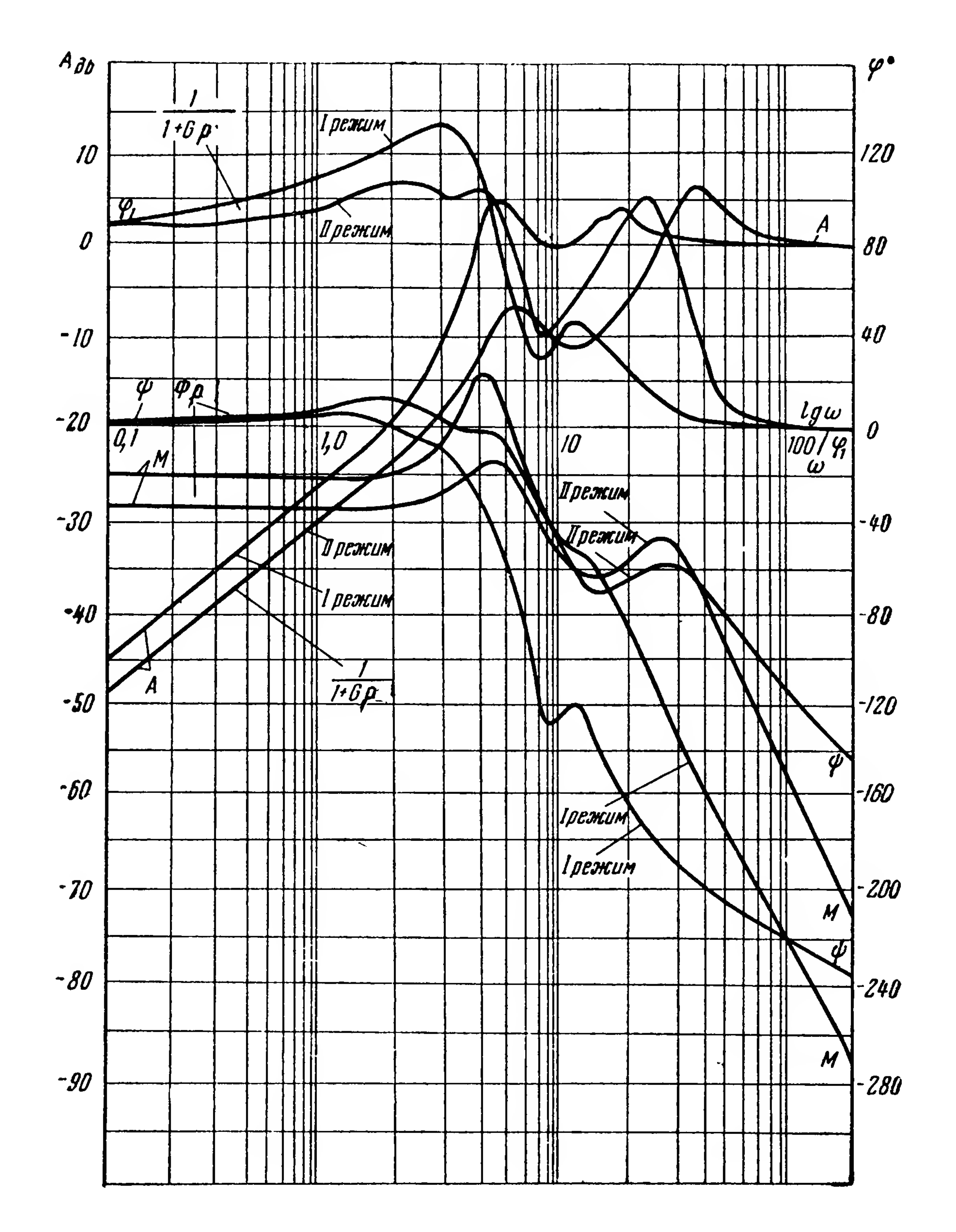


Рис. 10.23. Логарифмические характеристики замкнутой системы для угла

Для построения $\Phi_\gamma(j\omega)$ используем номограмму замыкания (рис. 5.5) и методику, описанную в гл. V, § 4. Сначала строим логарифмические частотные характеристики, отвечающие сомножителю

$$\frac{1}{1 + G(p)}.$$

Результаты приведены на рис. 10.23. Добавляя к ним характеристики объекта, находим логарифмические частотные характеристики замкнутой системы для угла крена в качестве выходной координаты (рис. 10.23), при этом учитываем, что

$$W_\gamma^f(p) = \frac{1}{k_c} W_\gamma^\delta(p).$$

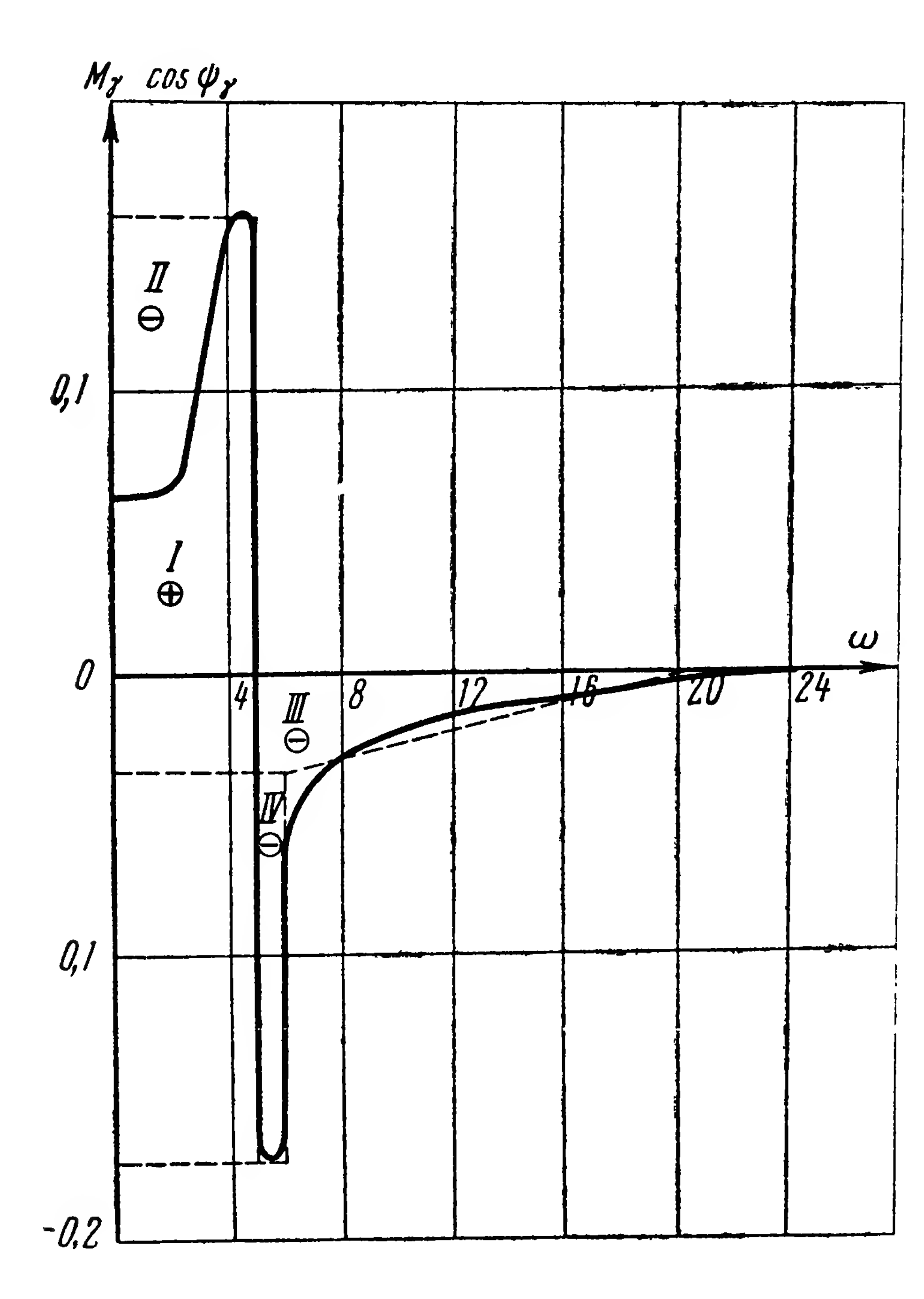


Рис. 10.24. Вещественная частотная характеристика замкнутой системы для угла

По найденным зависимостям

$$M_\gamma = M_\gamma(\omega)\ дб;$$

$$\psi_\gamma = \psi_\gamma(\omega)$$

получаем график вещественной частотной характеристики (рис. 10.24). Разбивая его на трапецеидальные характеристики, нанесенные там же пунктирными линиями, с помощью таблиц h-функций строим составляющие переходного процесса, отвечающие каждой из трапеций (рис. 10.25). Суммируя последние, находим переходной процесс

$$\gamma = \gamma(t),$$

показанный на рис. 10.25 сплошной линией.

Для построения процесса $\delta = \delta(t)$ находим соответствующую передаточную функцию $\Phi_\delta(p)$ замкнутой системы для переменной δ по отношению к тому же возмущающему воздействию f. Воспользуемся следующими соотношениями:

$$\Phi_\delta(p) = \frac{\delta}{f} = \frac{\delta}{\gamma} \cdot \frac{\gamma}{f} = K(p)\, \Phi_\gamma(p),$$

где $K(p) = W_1(p) W_2(p) W_3(p)$ — передаточная функция автопилота.

Откуда, подставляя выражение (5.6) для $\Phi_\gamma(p)$, имеем

$$\Phi_\delta(p) = K(p) \frac{W_\gamma^f(p)}{1 + G(p)} = \frac{K(p)\, W_\gamma^\delta(p)}{1 + G(p)} \cdot \frac{W_\gamma^f(p)}{W_\gamma^\delta(p)} = \frac{G(p)}{1 + G(p)} \cdot \frac{W_\gamma^f(p)}{W_\gamma^\delta(p)}.$$

Заметим, что в рассматриваемом случае

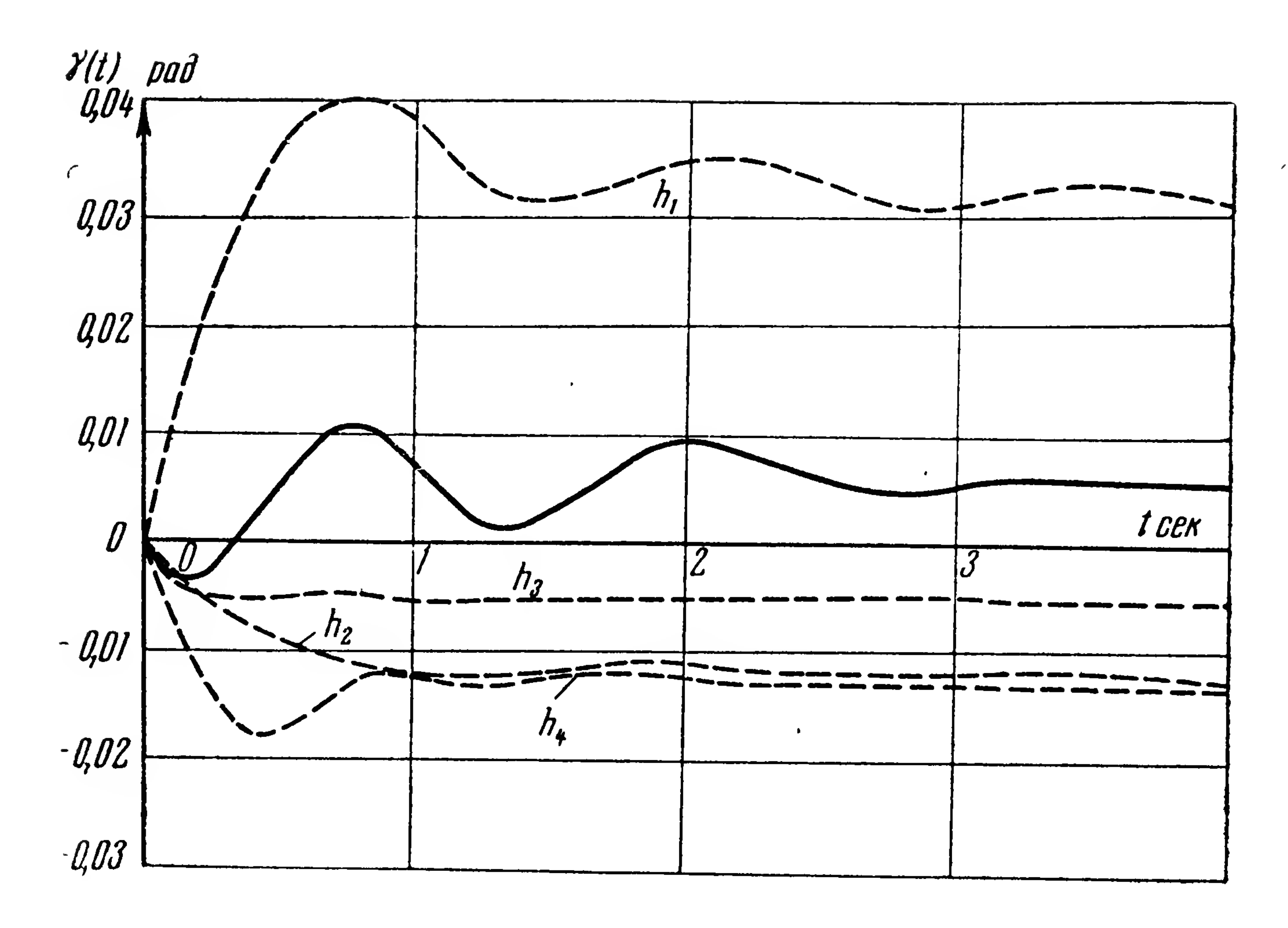


Рис. 10.25. Построение переходного процесса

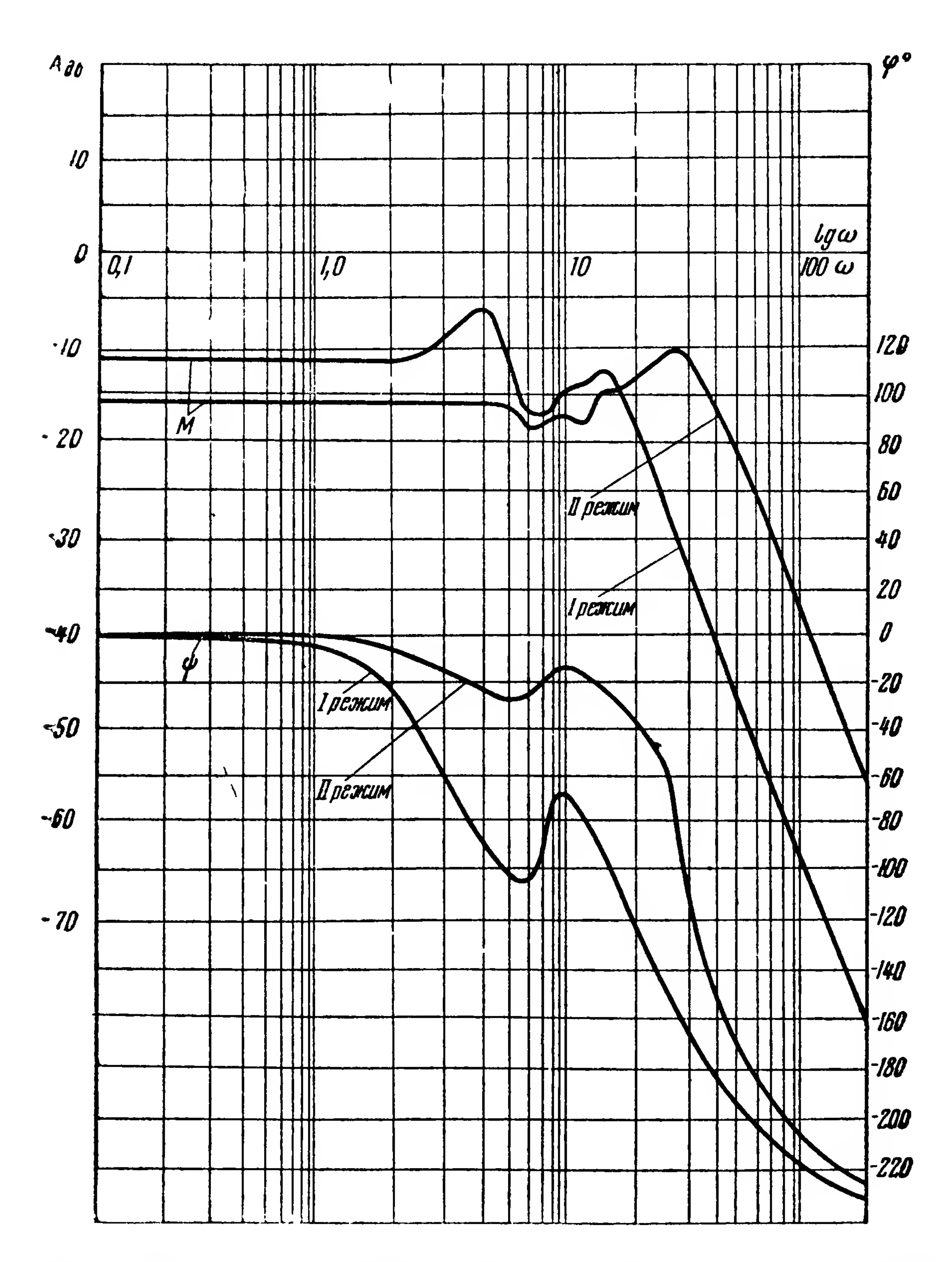


Рис. 10.26. Логарифмические частотные характеристики замкнутой системы для угла γ

$$\frac{W_{\gamma}^{f}(p)}{W_{\gamma}^{\delta}(p)} = \frac{1}{k_c},$$

и введем в рассмотрение переменную

$$f' = \frac{f}{k_c}.$$

Тогда по отношению к этой переменной имеем

$$\Phi'_{\delta}(p) = \frac{\delta}{f'} = \frac{G(p)}{1+G(p)}.$$

Теперь по имеющимся логарифмическим характеристикам разомкнутой системы (рис. 10.22) с помощью номограммы замыкания строим логарифмические характеристики $\Phi'_{\delta}(j\omega)$ замкнутой системы (рис. 10.26).

Переходя от логарифмического масштаба к обычному по кривым

$$M_{\delta} = M_{\delta}(\omega);$$

$$\psi_{\delta} = \varphi_{\delta}(\omega)$$

находим вещественную частотную характеристику $P(\omega)$ (рис. 10.27)

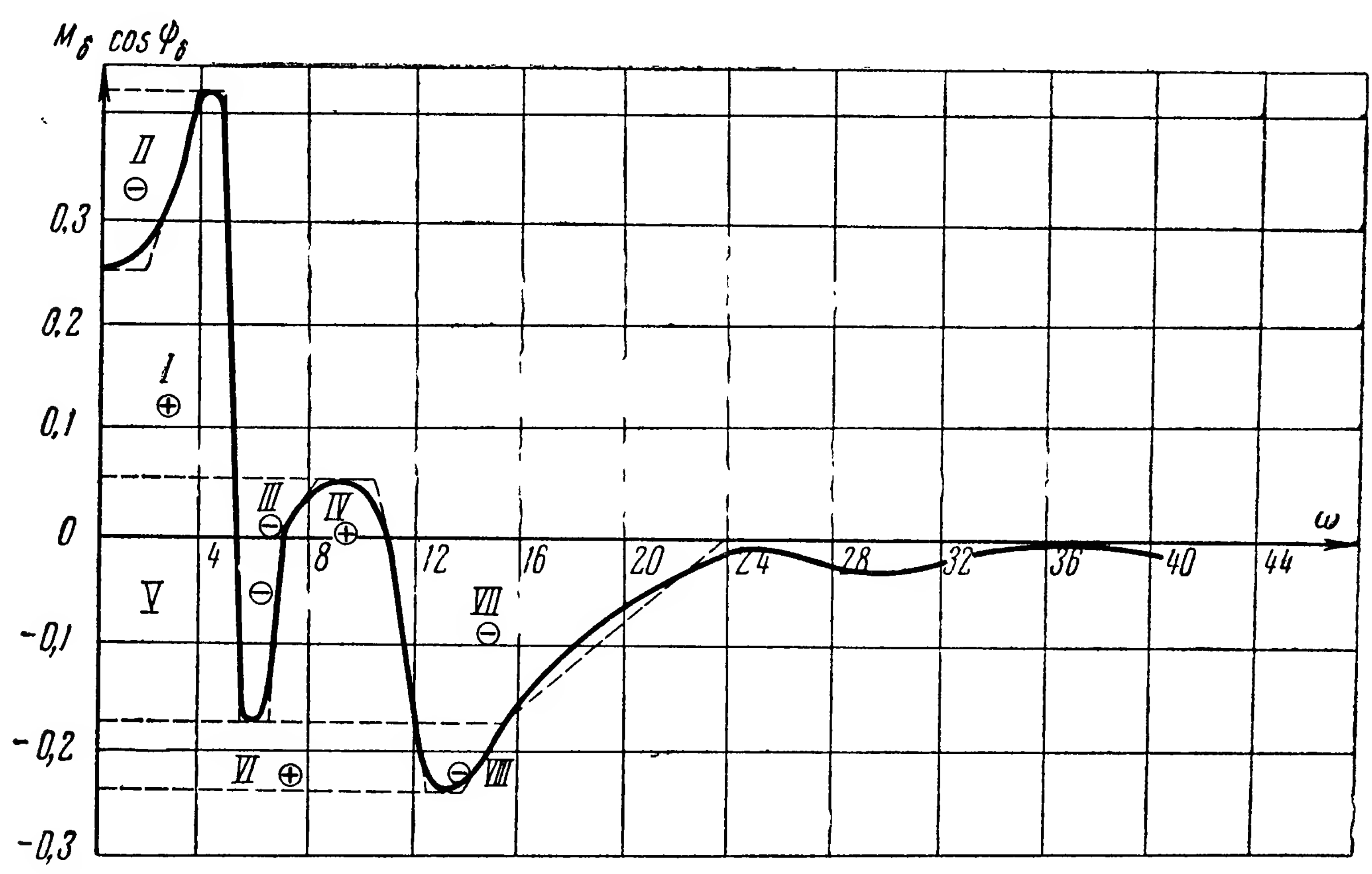


Рис. 10.27. Вещественная частотная характеристика замкнутой системы для угла δ

и апроксимируем ее типовыми трапецеидальными характеристиками (пунктирные линии на рис. 10.27). По предыдущей методике с помощью таблиц h-функций получаем составляющие переходного процесса,

отвечающие отдельным трапециям (рис. 10.28). Суммируя эти составляющие, находим интересующий нас переходный процесс

$$\delta = \delta(t).$$

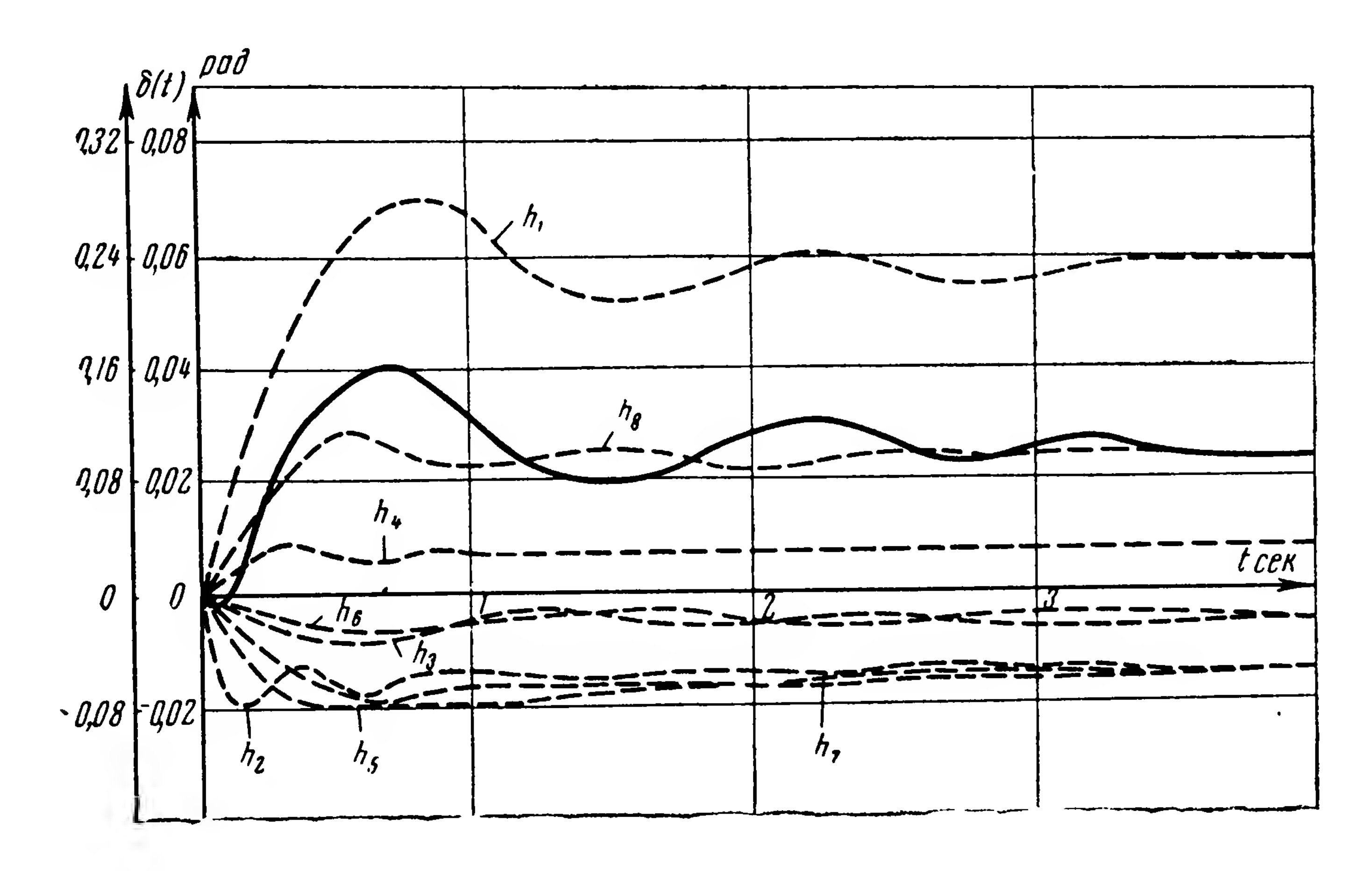


Рис. 10.28. Построение переходного процесса

В связи с тем что построенный процесс относится к изменению возмущения $f' = \frac{1}{k_c} f$, для получения процесса от f изменяем в $k_c = 4{,}1$ (12,3 *дб*) раз масштаб по оси ординат. Соответствующая шкала δ нанесена слева на рис. 10.28. При этом изменение знака связано с принятым положительным направлением отсчета углов δ.

Таким образом, выполняется расчет основных параметров автопилота и оценка переходного процесса, возникающего при ступенчатом изменении возмущения f.

§ 6. О СТАБИЛИЗАЦИИ НЕУСТАНОВИВШЕГОСЯ РЕЖИМА ПОЛЕТА

Рассмотрим более сложную задачу стабилизации, при которой требуется автоматическое сохранение заданного неустановившегося режима полета. Первым характерным примером такой возможности является стабилизация движения летательного аппарата при программном управлении полетом (программный набор высоты, разворот летательного аппарата и т. п.).

В подобных случаях программного управления сама программа заранее задана и не зависит от последующего движения летательного аппарата. Что же касается характера программы, то обычно она представляет собой некоторую типовую функцию времени (скачкообразную, линейную, квадратичную и т. д.) или состоит из нескольких таких последовательных участков.

28 Заказ 272

Второй случай такой постановки задачи стабилизации имеет место, когда система летательный аппарат—автопилот представляет собой динамическую систему, входящую в общий контур управления (рис. 1.13, *в*). Здесь стабилизируемый режим полета определяется движением цели, летательного аппарата, а также динамическими свойствами контура управления в целом.

Характерным примером является использование автопилота в системах наведения управляемого снаряда на цель. В подобных случаях сам режим невозмущенного движения, подлежащего стабилизации, может быть найден лишь в результате совместного анализа динамики летательного аппарата со всем контуром управления.

Выбор автопилота является здесь очень сложной задачей, требующей рассмотрения всего контура управления и выходящей за рамки данного пособия. Кроме того, следует подчеркнуть, что анализ устойчивости неустановившихся движений приводит к уравнениям с переменными коэффициентами.

Поэтому оперирование уравнениями с постоянными коэффициентами и использование принципа «замороженных коэффициентов» возможно здесь лишь в ограниченных пределах для получения предварительных ориентировочных результатов.

При решении указанных задач наряду с ранее использовавшимися частотными характеристиками $\Phi(j\omega)$ и $G(j\omega)$ во внимание должна приниматься частотная характеристика $Y(j\omega)$ замкнутой системы, определяющая реакцию системы на изменение управляющего воздействия $y(t)$.

Что касается методики, то здесь возможно использование приемов, разработанных в теории следящих систем* и учитывающих наличие, кроме управляющего сигнала, еще и возмущающих воздействий. Подчеркнем, что применение подобных методов в задачах стабилизации летательных аппаратов приводит к весьма грубой оценке поведения системы.

§ 7. ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ РУЛЕВЫХ МАШИНОК

При всем многообразии существующих в настоящее время типов и конструкций рулевых машинок нельзя дать единую методику по их проектированию и выбору параметров. Поэтому остановимся на вопросах, связанных с определением основных исходных данных, необходимых для расчета рулевой машинки. Правильно рассчитанная или подобранная рулевая машинка должна обеспечивать:

1) перестановку рулей на определенные углы, обеспечивающие ком-

* Основы автоматического регулирования. Под ред. д-ра техн. наук Солодовникова В. В. Т. I. Гл. XVII. Машгиз, 1954.

Траксел Дж. Синтез систем автоматического регулирования. Гл. VI. Машгиз, 1959.

пенсацию внешних возмущающих моментов и полет летательного аппарата по траектории, задаваемой системой управления;

2) перестановку рулей с определенной скоростью.

Идеальным был бы случай, когда скорость перестановки руля была бы бесконечна. При этом требуется бесконечно большая мощность рулевой машинки, что, естественно, не может быть реализовано;

3) преодоление моментов нагрузки в виде шарнирных и других моментов.

Рассмотрим, каким образом могут быть найдены необходимые значения указанных выше величин. Считаем, что система летательный аппарат—автопилот находится под воздействием только внешних возмущающих моментов. При этом предположим, что структурную схему системы можно представить в виде, изображенном на рис. 10.29. Уравнение замкнутой системы стабилизации в общем случае может быть записано как:

а) уравнение летательного аппарата

$$Q_1(p)\,x = R_1(p)\,\delta + N(p)\,f_m(t); \qquad (10.12)$$

б) уравнение автопилота

$$Q_2(p)\,\delta = R_2(p)\,x, \qquad (10.13)$$

где $Q_1(p)$; $Q_2(p)$; $R_1(p)$; $R_2(p)$ и $N(p)$ — многочлены относительно p.

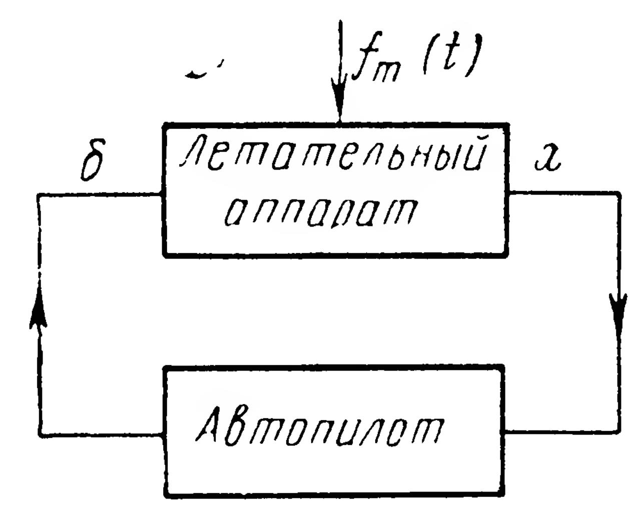


Рис. 10.29. Структурная схема системы стабилизации

Исключая из этих уравнений переменную x, находим

$$\delta = \frac{\dfrac{N(p)}{Q_1(p)}\cdot\dfrac{R_2(p)}{Q_2(p)}}{\left[1+\dfrac{R_1(p)\,R_2(p)}{Q_1(p)\,Q_2(p)}\right]}\cdot f_m(t)$$

или

$$\delta = \frac{W_x^f(p)K(p)}{1+W(p)}\cdot f_m(t), \qquad (10.14)$$

где $W(p) = \dfrac{R_1(p)\;R_2(p)}{Q_1(p)\;Q_2(p)}$ — передаточная функция разомкнутой системы;

$W_x^f(p) = \dfrac{N(p)}{Q_1(p)}$ — передаточная функция летательного аппарата по отношению к возмущающему воздействию;

$K(p) = \dfrac{R_2(p)}{Q_2(p)}$ — передаточная функция автопилота.

В дальнейшем следует различать два случая. 1. Если внешний момент представляет собой известную функцию времени, то, построив процесс $\delta=\delta(t)$, находим зависимость отклонения руля во времени. На рис. 10.30 в качестве примера приведено такое построение для внеш-

него момента, представляющего собой точкообразную функцию. Из графика можно определить значения величины δ_{1max}. К этому значению угла следует прибавить угол отклонения руля δ_2, необходимый для компенсации постоянно действующего на летательный аппарат возмущения (например, момент от неодинаковой тяги двигателей, момент от производственной асимметрии летательного аппарата и т. п.).

Таким образом, полный угол отклонения руля равен

$$\delta_п = \delta_{1\,max} + \delta_2.$$

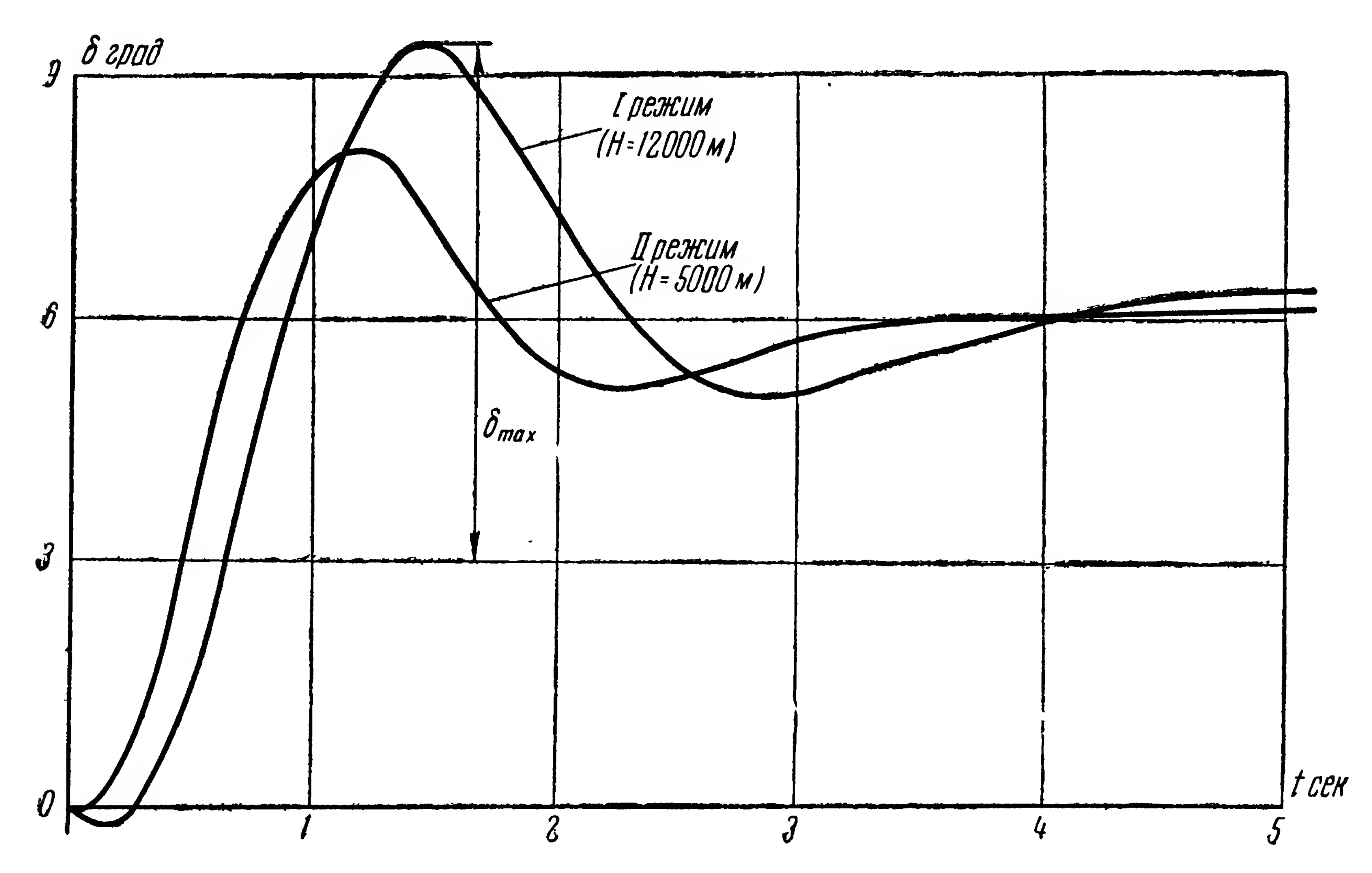


Рис. 10.30. Зависимость угла отклонения руля от времени в переходном процессе для двух режимов полета

Если к тому же автопилот получает сигналы от системы управления, то

$$\delta_п = \delta_{1\,max} + \delta_2 + \delta_3,$$

где δ_3— угол отклонения руля, необходимый для полета летательного аппарата по заданной траектории.

Значение величины δ_3 можно определить по формуле, аналогичной выражению (10.14), подставив туда соответствующие значения передаточных функций и вместо возмущающего момента взяв внешнее задающее воздействие, поступающее от системы управления. В обычных случаях углы отклонения рулей составляют величину порядка 10°. В отдельных системах от этой средней цифры могут быть существен-

ные отклонения. Так, например, угол поворота газовых рулей реактивного снаряда V-2 равен $\pm$ 25° при рабочих углах $\pm 15°$*.

2. В том случае, когда внешний возмущающий момент представляет собой стационарную случайную функцию, спектральная плотность $S_\delta(\omega)$ отклонения руля на основании гл. V, § 5 может быть получена в виде

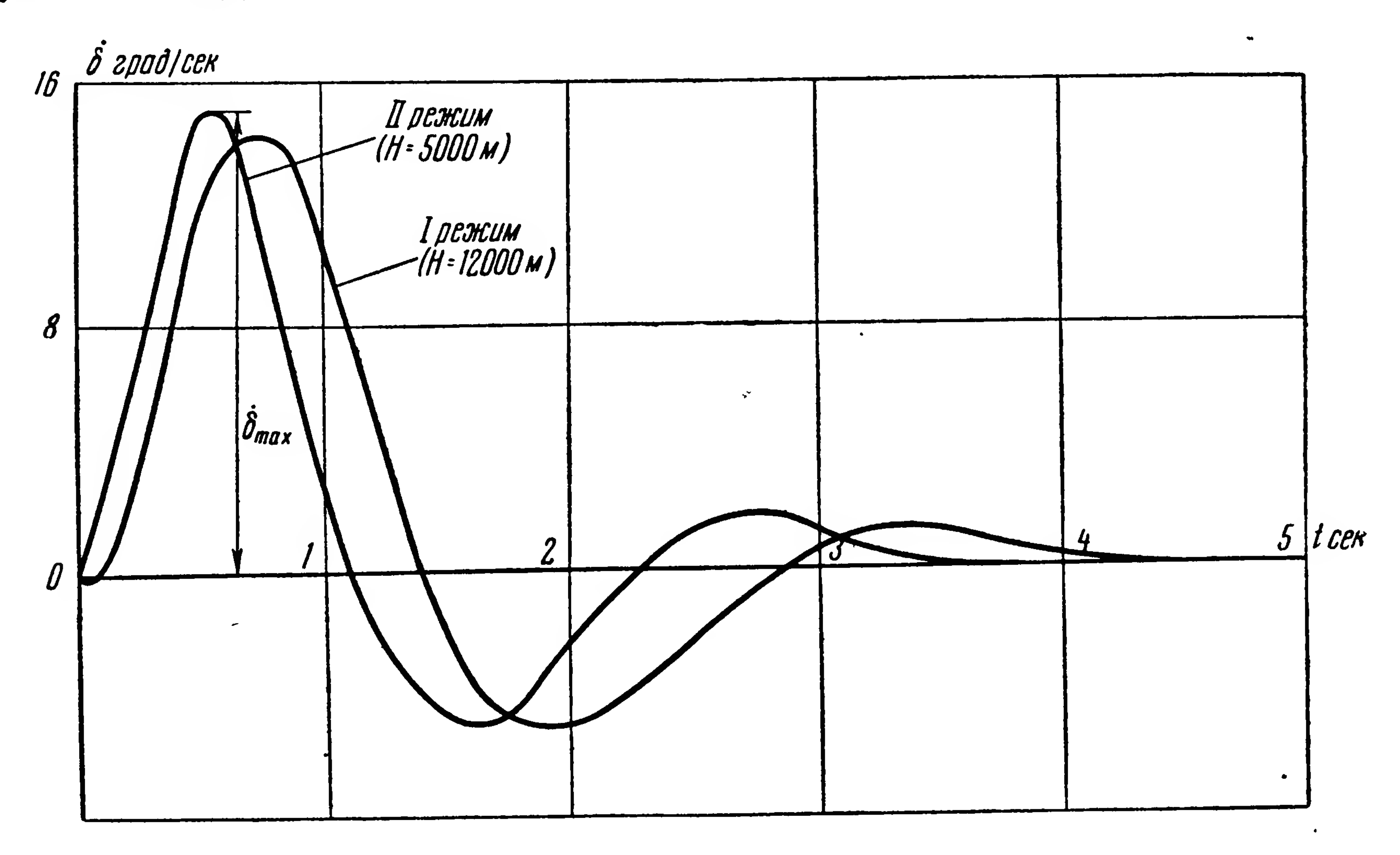


Рис. 10.31. Зависимость скорости отклонения руля от времени в переходном процессе для двух режимов полета

$$S_\delta(\omega) = |\Phi_\delta^f(j\omega)|^2 S_f(\omega),$$

откуда среднеквадратичное значение отклонения руля

$$\sigma_\delta^2 = \frac{1}{2\pi}\int\limits_{-\infty}^{\infty} |\Phi_\delta^f(j\omega)|^2 S_f(\omega)\, d\omega.$$

В действительности отклонение руля может быть значительно больше его среднеквадратичного значения.

Переходим к определению скорости отклонения руля. Умножив правую и левую часть равенства (10.14) на p, находим

$$p\delta = p\frac{W_x^f K(p)}{1+W(p)} f_m(t).$$

Построив зависимость $\dot{\delta}=\dot{\delta}(t)$, найдем требуемое максимальное значение скорости отклонения руля $\dot{\delta}_{max}$ (рис. 10.31). Для внешнего момен-

* Феодосьев В. И. и Синярев Г. Б. Введение в ракетную технику. Оборонгиз, 1961.

та, представляющего собой случайную функцию времени, среднеквадратичное значение скорости находим в следующем виде:

$$\sigma_{\dot{\delta}}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \omega^2 |\Phi_\delta^f(j\omega)|^2 S_f(\omega)\, d\omega.$$

Требуемая скорость перекладки рулей зависит от типа летательного аппарата, его динамических свойств, структуры и параметров системы стабилизации, от требуемого быстродействия всей системы и может быть определена расчетом.

Для самолета скорость перекладки руля составляет величину порядка 10—40 *град/сек*, для баллистических снарядов эта скорость обычно не превышает 50 *град/сек* и, наконец, для снарядов, действующих по быстродвижущимся целям, скорость перекладки рулей может достигать 500 *град/сек*.

В том случае, когда управление летательным аппаратом осуществляется с помощью воздушных рулей, рулевая машинка должна преодолевать шарнирный момент, выражаемый равенствами:

$$M_{\text{ш. в}} = m_{\text{ш. в}} \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{р. в}} b_{\text{а.в}},$$

$$M_{\text{ш. н}} = m_{\text{ш. н}} \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{р.н}} b_{\text{а.н}}$$

или

$$M_{\text{ш. э}} = m_{\text{ш. э}} \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{р. э}} b_{\text{а. э}},$$

где $M_{\text{ш.в}}$; $M_{\text{ш.н}}$ и $M_{\text{ш.э}}$ — шарнирные моменты рулей высоты, направления и элеронов;

$S_{\text{р.в}}$, $S_{\text{р.н}}$; $S_{\text{р.э}}$ — площади рулей высоты, направления и элеронов;

$b_{\text{а.в}}$; $b_{\text{а.н}}$; $b_{\text{а.э}}$ — средние аэродинамические хорды рулей высоты, направления и элеронов;

$m_{\text{ш.в}}$; $m_{\text{ш.н}}$; $m_{\text{ш.э}}$ — коэффициенты шарнирных моментов рулей высоты, направления и элеронов.

При небольших углах отклонения рулей, углах атаки и скольжения коэффициенты шарнирных моментов могут быть записаны в следующем виде:

$$m_{\text{ш. в}} = m_{\text{ш. в}}^{\alpha} \alpha + m_{\text{ш. в}}^{\delta_{\text{в}}} \delta_{\text{в}};$$

$$m_{\text{ш. н}} = m_{\text{ш. н}}^{\beta} \beta + m_{\text{ш. н}}^{\delta_{\text{н}}} \delta_{\text{н}};$$

$$m_{\text{ш. э}} = m_{\text{ш. э}}^{\delta_{\text{э}}} \delta_{\text{э}}.$$

В этих формулах $m_{\text{ш.в}}^{\alpha}$; $m_{\text{ш.в}}^{\delta_{\text{в}}}$ ...—частные производные коэффициентов соответствующих моментов по углам α и $\delta_{\text{в}}$... Для дозвуковых скоростей имеют место следующие неравенства:

$$m^{\delta_\text{в}}_\text{ш.в} \gg m^{\alpha}_\text{ш. в}; \quad m^{\delta_\text{н}}_\text{ш. н} \gg m^{\beta}_\text{ш. н},$$

следовательно, приближенно можно записать

$$m_\text{ш. в} = m^{\delta_\text{в}}_\text{ш. в}; \quad m_\text{ш. н} = m^{\delta_\text{н}}_\text{ш. н}.$$

В условиях сверхзвукового потока пренебрегать зависимостью $m_\text{ш.в}$ от угла атаки и $m_\text{ш.н}$ от угла скольжения недопустимо. Шарнирный момент возникает вследствие того, что центр давления аэродинамических сил, действующих на руль, не совпадает с осью руля (рис. 10.32). Положение центра давления изменяется в зависимости от числа M. При переходе от дозвуковой скорости к сверхзвуковой центр давления смещается назад.

Для получения минимального значения шарнирного момента иногда проектируют руль таким образом, что ось его вращения находится близко от середины диапазона перемещения центра давления. При этом значение коэффициента шарнирного момента имеет вид, показанный на рис. 10.33. Таким образом, в процессе работы летательного аппарата шарнирный момент в зависимости от скоростного напора может не только изменять свою величину, но и знак.

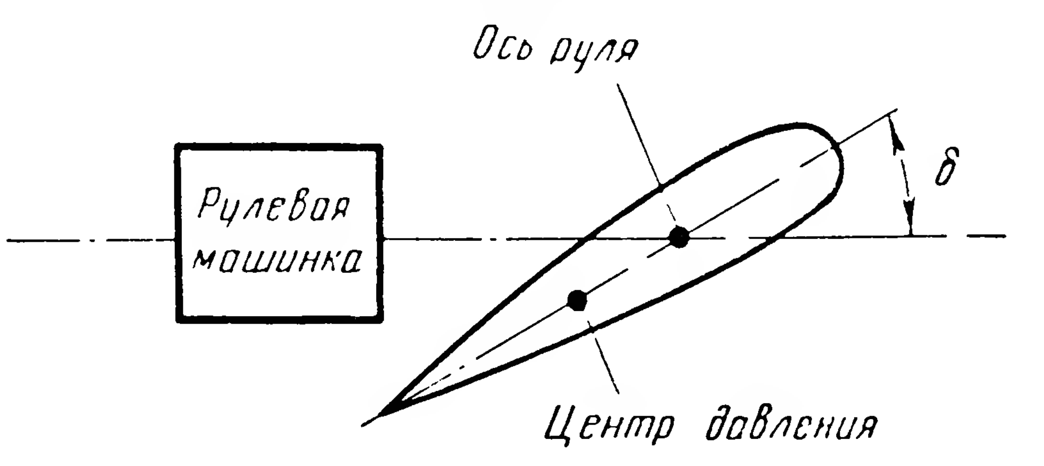


Рис. 10.32. Расположение центра давления по отношению к оси руля

Для газовых рулей величина шарнирного момента может быть вычислена по формуле

$$M_\text{ш. г} = m^\text{г}_\text{ш} \frac{\rho W^2}{2} S_\text{г} b_\text{г},$$

где W — скорость газового потока, обдувающего руль;
ρ — плотность газа в потоке;
$S_\text{г}$ — характерная площадь газового руля;
$b_\text{г}$ — характерная длина газового руля;
$m^\text{г}_\text{ш}$ — коэффициент шарнирного момента газовых рулей.

Коэффициент шарнирного момента в данном случае не зависит от скорости потока, так как скорость газового потока значительно больше скорости звука, а при таких скоростях аэродинамические коэффициенты при изменении скорости меняются незначительно. Зависимость коэффициента $m^\text{г}_\text{ш}$ от угла отклонения руля близка к линейной и имеет вид, показанный на рис. 10.34. При движении рулей с ускорением возникает момент сил инерции, определяемый соотношением

$$M_и = J_р \ddot{\delta},$$

где $J_р$— момент инерции рулей и передаточного механизма, отнесенный к оси рулей.

Кроме того, в ряде случаев необходимо учитывать момент сил трения $M_{тр}$, зависящий от нагрузки на рули, конструкции опор и передаточного механизма.

Таким образом, при создании управляющих усилий с помощью газовых и воздушных рулей рулевая машинка должна преодолевать момент нагрузки

$$M_{н.\,р} = M_{ш.\,р} + M_{ш.\,г} \pm M_и \pm M_{тр}.$$

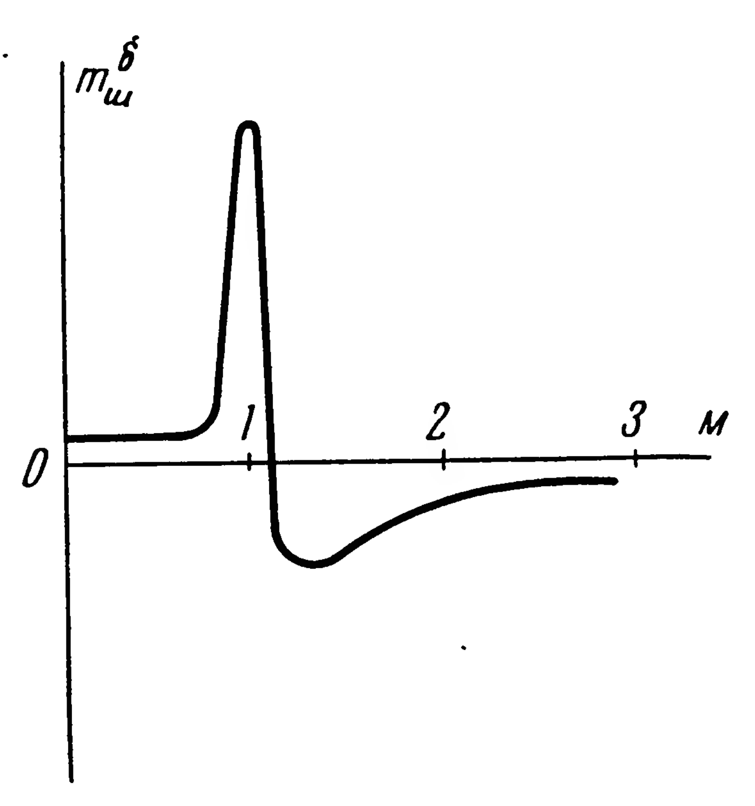


Рис. 10.33. Зависимость коэффициента $m_ш^\delta$ от числа M

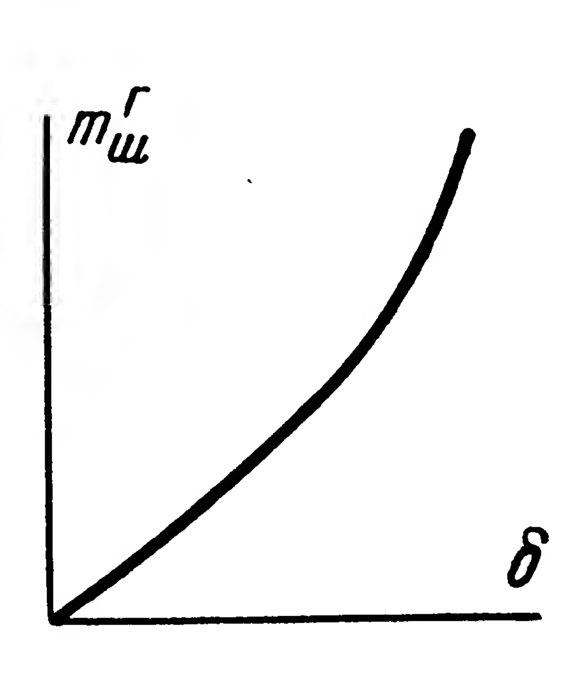


Рис. 10.34. Зависимость коэффициента $m_ш^г$ от угла отклонения газового руля

Если считать, что управляющее усилие создается поворотом камеры двигателя и ось вращения камеры сгорания двигателя совпадает с центром ее тяжести, то основными моментами нагрузки для рулевой машинки в этом случае являются моменты сил трения $M_{тр}$ по оси подвеса и моменты сил инерции

$$M_и = J_к \ddot{\beta},$$

где $J_к$ — момент инерции камеры двигателя;

$\ddot{\beta}$ — угол поворота камеры.

Иными словами,

$$M_{н.\,р} = M_и + M_т.$$

Из-за большого веса камеры (камера сгорания двигателя баллистического снаряда V-2 весит, например, 420 *кг*) момент сил инерции может иметь значительную величину. Весьма существенным является также момент сил трения. Тяга реактивных двигателей в ряде случаев

имеет величину порядка десятков и даже сотен тонн, в результате чего нагрузка на опоры подвеса камеры оказывается чрезвычайно высокой.

Требуемая мощность рулевой машинки может быть определена по формуле

$$N_{р.\,м} = M_{н.\,р}\,\dot{\delta}_{max}.$$

Следовательно, увеличение скорости $\dot{\delta}_{max}$ пропорционально увеличивает потребную мощность рулевой машинки. В зависимости от типа летательного аппарата и вида регулирующего органа требуемая мощность рулевой машинки может колебаться в весьма широких пределах.

По известному моменту нагрузки и скорости перемещения руля могут быть найдены основные конструктивные параметры рулевой машинки. Проще всего это сделать для электрических рулевых машинок. С этой целью по каталогу выбирается электродвигатель, мощность которого должна быть взята с некоторым запасом:

$$N_{дв} \geqslant (1{,}5 \div 3)\,N_{р.\,м.},$$

с тем чтобы уменьшить влияние момента нагрузки на характеристики рулевой машинки и всей системы стабилизации в целом. Затем рассчитывается передаточное отношение редуктора, с тем чтобы получить необходимую скорость перекладки руля. Силовой расчет редуктора позволяет определить геометрические размеры шестерен, их моменты инерции и найти приведенный к оси руля момент инерции рулевой машинки. Соотношения, приведенные в гл. IV, § 7, позволяют найти электромеханическую постоянную рулевой машинки и ее коэффициент усиления.

При расчете гидравлических и газовых рулевых машинок следует иметь в виду, что перепад давления в полостях цилиндра определяет развиваемый системой момент, а расход жидкости (или газа) — скорость перестановки поршня.

Рассмотрим последовательность определения основных параметров гидравлической рулевой машинки, схема которой приведена на рис. 4.29. Максимальную скорость перемещения руля $\dot{\delta}_{max}$ и значение момента нагрузки $M_{н.р}$ будем считать заданными. Кроме того, будем считать известным рабочий диапазон перемещения золотника $\pm s_{max}$. С целью повышения коэффициента усиления рулевой машинки перемещение золотника берут не более 0,5÷1 *мм*. В зависимости от условий работы рулевой машинки устанавливают марку рабочей жидкости и давление в напорной магистрали p_0. Для уменьшения габаритов и веса рулевой машинки давление стремятся взять достаточно высоким. В большинстве систем

$$p_0 = 10 \div 200\ кГ/см^2.$$

1/4 27 Заказ 272

Момент, развиваемый рулевой машинкой $M_{р.м}$, берется с некоторым запасом

$$M_{р.\,м} \geqslant (1{,}5 \div 3)\, M_{н.\,р}.$$

Размеры поршня рулевой машинки выбираются из условия

$$p_0 FR = M_{р.\,м.},$$

где F — площадь поршня;
R — радиус кривошипа.

На основании формулы, полученной в гл. IV, § 8, запишем

$$\dot{\delta}_{\max} = \frac{\mu a}{FR}\,\frac{\sqrt{g}}{\sqrt{\gamma}}\cdot\sqrt{p_0 - \frac{M_{н.\,р}}{FR}}\; s_{\max},$$

откуда легко найти ширину окна золотника a. Аналогично определяются основные конструктивные параметры рулевых машинок других типов.

§ 8. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ

Для расчета основных параметров гироскопических приборов с тремя степенями свободы необходимо знать амплитуды и частоты колебаний летательного аппарата, на котором установлен данный прибор, а также требуемую точность. В автономных системах точность прибора, измеряющего отклонение летательного аппарата от заданного режима, непосредственно влияет на точность работы всей системы стабилизации. В телеуправляемых системах требование к точности гироскопических приборов, как уже говорилось выше, может быть понижено.

Для определения отклонений летательного аппарата в процессе полета можно воспользоваться выражениями (10.12) и (10.13). Исключая из этих уравнений переменную δ, находим

$$x = \frac{\dfrac{N(p)}{Q_1(p)}}{\left[1 + \dfrac{R_1(p)}{Q_1(p)}\cdot\dfrac{R_2(p)}{Q_2(p)}\right]}\cdot f_m(t)$$

или

$$x = \frac{W_x^f(p)}{1 + W(p)}\, f_m(t).$$

При известной функции $f_m(t)$ можно построить процесс $x(t)$, определить отклонения летательного аппарата, а также период его колебаний (рис. 10.35). Эти величины, а также требуемая точность прибора, могут служить исходными данными для расчета гироскопа*. Кроме

---

* Павлов В. А. Авиационные гироскопические приборы. Оборонгиз, 1954.

того, знание углов отклонения летательного аппарата позволяет уточнить вопросы расположения гироскопов на объекте с учетом их кардановых ошибок, а также найти углы отклонения датчиков, снимающих сигналы с гироскопов. В случае когда внешний возмущающий момент задан статистически, по формуле

$$\sigma_x^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} S_x(\omega)\, d\omega$$

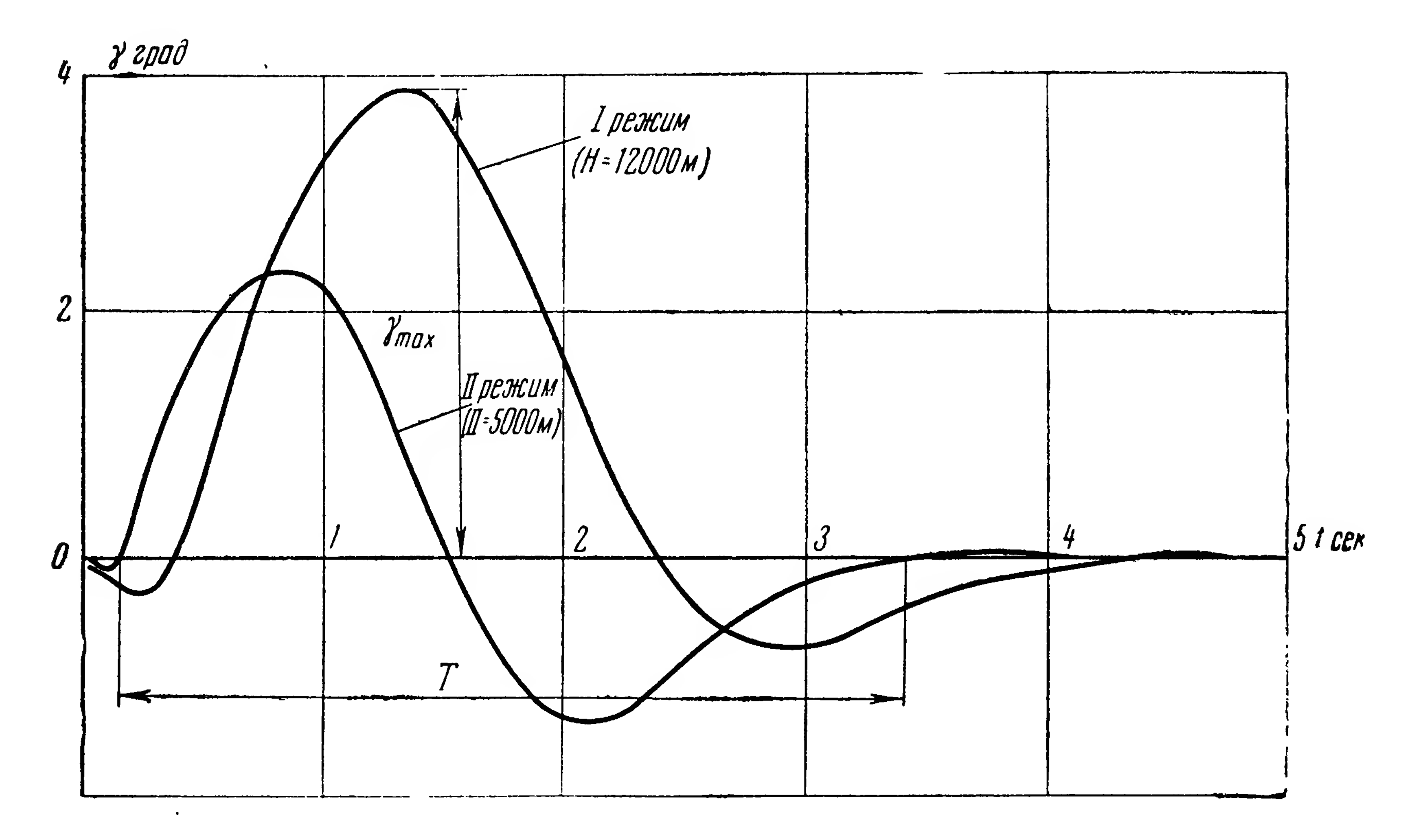


Рис. 10.35. Зависимость угла отклонения летательного аппарата от времени в переходном процессе для двух режимов полета

находится среднеквадратичное отклонение летательного аппарата. В действительности отдельные отклонения летательного аппарата могут быть значительно больше его среднеквадратичного значения. Поэтому при проектировании гироскопа необходимо учитывать это обстоятельство и принимать некоторый запас.

Для расчета гироскопических датчиков угловой скорости необходимо знать максимальную угловую скорость летательного аппарата Ω_{max}, минимальную угловую скорость Ω_{min}, на которую должен реагировать прибор, и частоты колебаний летательного аппарата ω_{max}. Для нахождения значения Ω_{max} и ω_{max} при известном возмущающем моменте $f_m(t)$ на основании формулы

$$px = \frac{pW_x^f(p)}{1+W(p)} f_m(t)$$

строится переходный процесс $x(t)$ (рис. 10.36).

При известной частоте колебаний летательного аппарата последовательность выбора параметров прибора, обеспечивающих заданную точность, может быть следующей: на основании уравнения (4.4) находим

$$H = \frac{M_{тр}}{\Omega_{min}},$$

где $M_{тр}$ — момент сил трения, определяемый для выбранной конструктивной схемы прибора с учетом действующих на летательный аппарат перегрузок;

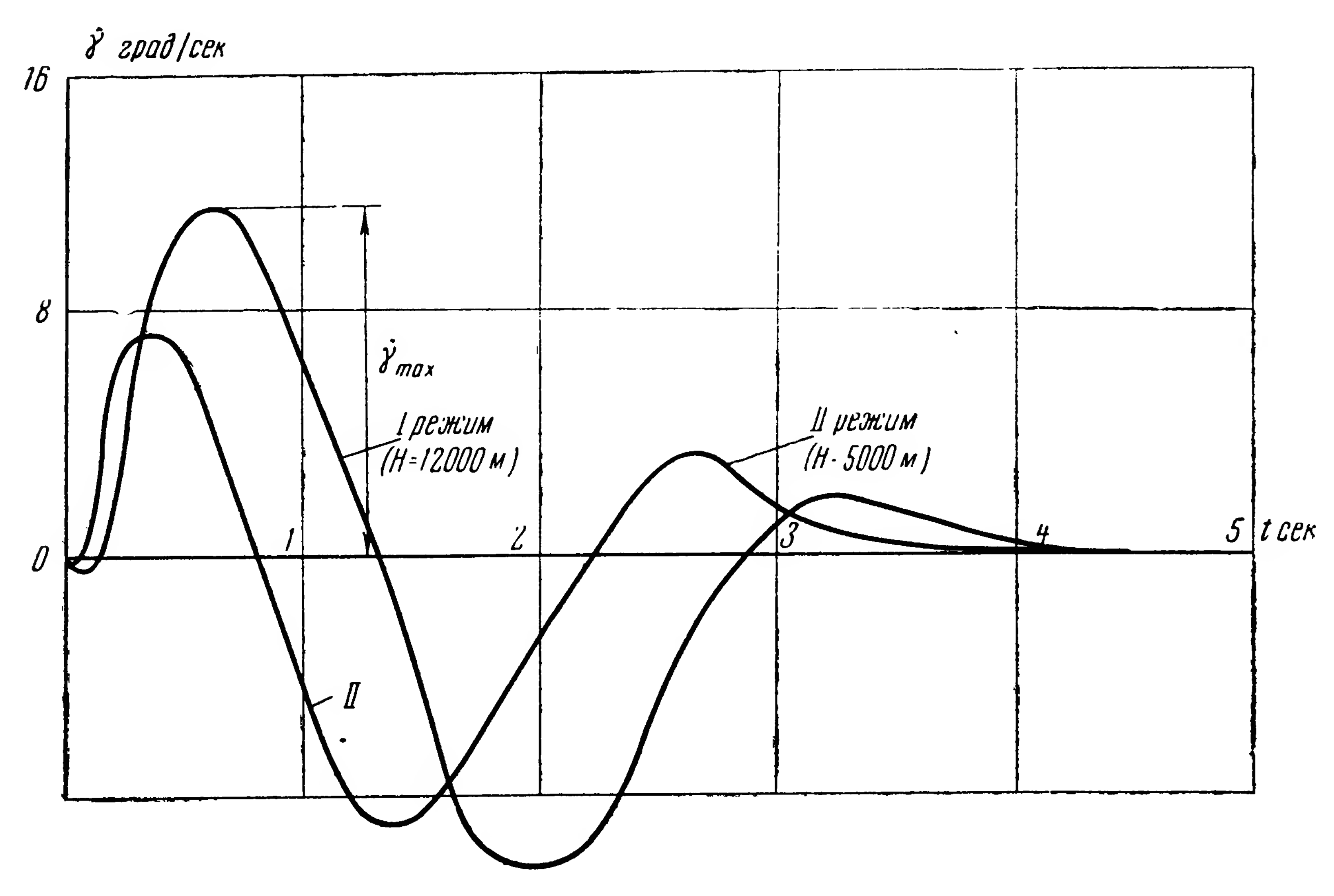


Рис. 10.36. Зависимость скорости отклонения летательного аппарата от времени в переходном процессе для двух режимов полета

Ω_{min} — минимальная угловая скорость, на которую должен реагировать прибор.

В обычных случаях значение Ω_{min} составляет величину от десятых долей процента до единиц процента по отношению к значению максимальной угловой скорости, измеряемой прибором. В поплавковых гироскопах отношение $\frac{\Omega_{min}}{\Omega_{max}}$ достигает иногда величины порядка 10^{-6}. При этом значение $M_{тр}$ определяется вначале грубо ориентировочно на основании данных, существующих для аналогичных приборов. Найденное значение требуемого кинетического момента H позволит по каталогу выбрать гиромотор, определить вес подвижных частей прибора и уточнить значение $M_{тр}$. Затем, выбрав значение частоты собственных колебаний прибора

$$\omega_п = \frac{\omega_{max}}{q_{max}},$$

на основании соотношения (4.3) и (4.5) можно записать

$$\omega_п = \sqrt{\frac{k_{пр} a_1^2}{J_z}}.$$

Для заданного гиромотора величина J_z бывает обычно известной, следовательно, выбрав из конструктивных соображений величину a_1, можно найти жесткость пружины $k_{пр}$. На основании формул (4.8) и (4.5) имеем

$$k_д = \frac{\omega_п J_z}{Q}.$$

Последнее соотношение определяет необходимое значение коэффициента демпфирования демпфера. Величина Q при этом выбирается в пределах $0{,}8 \div 1.2$.

Как уже указывалось, выбор больших значений частоты собственных колебаний $\omega_п$ увеличивает динамическую точность прибора. При этом можно встретиться с некоторыми трудностями. На самом деле, без учета динамических ошибок на основании уравнения (4.6) определяем угол отклонения рамки гироскопа

$$\alpha = \frac{H\,\Omega_{max}}{J_z\ \ \omega_п^2} = \frac{H\,\Omega_{max}}{k_{пр} a_1^2}.$$

Увеличение частоты собственных колебаний $\omega_п$ при выбранном гиромоторе может быть осуществлено за счет увеличения жесткости пружины. Следовательно, увеличение частоты $\omega_п$ приводит к уменьшению угла отклонения рамки прибора α, что заставляет использовать чувствительные датчики для съема показаний гироскопа. Кроме того, это обстоятельство заставляет применять усилители с большим коэффициентом усиления.

Выбор параметров прибора, одновременно измеряющего отклонение летательного аппарата и его угловую скорость (рис. 4.12), осуществляется аналогично. Следует только иметь в виду, что для нормальной работы системы стабилизации необходимо определенное соотношение между сигналом, пропорциональным ω_{x_1}, и сигналом, пропорциональным $\int_0^t \omega_{x_1}\,dt$. Это соотношение определяется из анализа всей системы стабилизации.

Перепишем уравнение (4.19) в виде

$$\ddot{\alpha} + 2\delta\dot{\alpha} + \omega_п^2\alpha = \frac{H}{J_z}\left(\omega_{x_1} + \frac{k_{пр}}{k_д}\int_0^t \omega_{x_1}\,dt\right).$$

Следовательно, для получения необходимого соотношения между сигналами значение $\frac{k_{пр}}{k_д}$ должно быть вполне определенным. С точки зрения динамических ошибок прибора необходимо выполнение равенств

$$q = \frac{\omega_{max}}{\omega_п} = \frac{\omega_{max}\sqrt{J_z}}{a\sqrt{k_{пр}}} = 0,1 \div 0,2;$$

$$Q = \frac{\omega_п}{2\delta} = \frac{ak_д}{\sqrt{J_z k_{пр}}} \approx 0,8 \div 1,2.$$

При заданном отношении $\frac{k_{пр}}{k_д}$ одновременно удовлетворить обоим равенствам не всегда удается. В этом случае параметры прибора все же следует выбирать так, чтобы получить достаточно малое (в пределах 0,1—0,2) значение q. При этом динамические ошибки прибора будут для большинства случаев допустимы.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Какие вопросы должны быть освещены в задании на выбор схемы и определение основных параметров автопилота?
2. Какие исходные данные должны быть известны для расчета статической точности стабилизации летательного аппарата?
3. Какие исходные данные должны быть известны для расчета динамической точности при регулярных и случайных возмущениях?
4. Какими соображениями определяется выбор закона регулирования?
5. Какими соображениями может определяться выбор типа рулевых машинок?
6. Каковы возможные методы и какова цель построения переходных процессов?
7. Какие требования предъявляются обычно к виду логарифмической амплитудной характеристики разомкнутой системы?
8. Какими соображениями определяется полоса пропускания замкнутой системы стабилизации?
9. Каковы требования, предъявляемые к логарифмическим частотным характеристикам замкнутой системы стабилизации?
10. Укажите возможную последовательность решения задачи выбора основных параметров автопилота.
11. Каковы типовые исходные требования, предъявляемые к качеству системы стабилизации?
12. Каким образом выбираются сопрягающие частоты л. а. х. разомкнутой системы стабилизации?
13. Каковы основные требования, предъявляемые к рулевой машинке автопилота?

14. Какими данными определяется требуемая мощность рулевой машинки?

15. Какими данными определяется выбор схемы, расположение на летательном аппарате и основные параметры гироскопических измерителей?

ЛИТЕРАТУРА

Основы автоматического регулирования. Под ред. д-ра техн. наук Солодовникова В. В. Т. I. Гл. XV. Машгиз, 1954.

Траксел Дж. Синтез систем автоматического регулирования. Гл. VI. Машгиз, 1959.

Боднер В. А., Козлов М. С. Стабилизация летательных аппаратов и автопилоты. Оборонгиз, 1961.

Соколов Н. И. Приближенный аналитический метод вычисления переходных процессов в линейных системах автоматического регулирования. Сборник «Вопросы автоматического регулирования и управления». Труды МАИ, вып. 75. Оборонгиз, 1957.

Хохлов А. Ф. Теория и техническое применение автоматических устройств. Гл. XV и XVI. Машгиз, 1959.

Колосов С. П., Колпакова Н. П. и др. Руководство по проектированию элементов и систем автоматики. Труды МАИ, вып. 3. Гл. VII. Оборонгиз, 1959.

Локк А. С. Управление снарядами. Гл. XVIII. ГИТТЛ, 1957.

Агейкин Д. И., Балашов М. А. и др. Руководство по проектированию элементов и систем автоматики. Труды МАИ, вып. 2. Гл. VIII. Оборонгиз, 1959.

Честнат Г. и Майер Р. Проектирование и расчет следящих систем и систем регулирования. Часть I, гл. XIII; часть II, гл. II, III, IV. Госэнергоиздат, 1959.

ГЛАВА XI

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ И НЕКОТОРЫЕ СПЕЦИАЛЬНЫЕ ЗАДАЧИ АВТОМАТИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ

§ 1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Во многих случаях при исследовании систем стабилизации использование различных расчетных способов оказывается или затруднительным, или не приводит к достаточно точным результатам. Последнее вызывается многими обстоятельствами, главными из которых являются следующие: невозможность учета всех необходимых факторов и связанная с этим невозможность составления достаточно точных уравнений какой-либо части системы, а также трудность решения имеющихся сложных уравнений движения системы летательный аппарат— автопилот.

Кроме того, и в задачах, доступных для теоретического анализа, методы моделирования позволяют ускорить процесс исследования, представляют результаты в более наглядной форме, значительно облегчая тем самым решение вопросов анализа и синтеза систем автоматической стабилизации.

Основная цель использования методов моделирования — определение движения, возникающего в системе при определенных изменениях возмущающих и управляющих воздействий, т. е. получение тех же данных, которые в иных случаях достигаются расчетным путем. При этом наиболее характерными задачами являются определение переходного процесса, возникающего в системе при определенных начальных условиях, исследование устойчивости и качества регулирования, а также определение движения при типовых законах изменения воздействий, оценка влияния параметров и структуры системы на показатели качества системы стабилизации.

Вне зависимости от применяемых методов моделирования возможны следующие основные случаи использования моделей.

В первом варианте (рис. 11.1, *а*) моделируется движение летательного аппарата, в то время как аппаратура автопилота используется реальной. Подобная схема моделирования используется тогда, когда затруднено математическое описание автопилота, но известны доста-

точно точные уравнения движения летательного аппарата. Примером могут служить механические и электромеханические модели летательного аппарата.

Во втором варианте (рис. 11.1, *б*) моделируется движение летательного аппарата и автопилота, т. е. всей системы в целом. Такая схема используется в случаях, когда возможно достаточно достоверное математическое описание и летательного аппарата и автопилота, но затруднительно решение полученных уравнений. Здесь наибольшее распространение получили электронные моделирующие устройства.

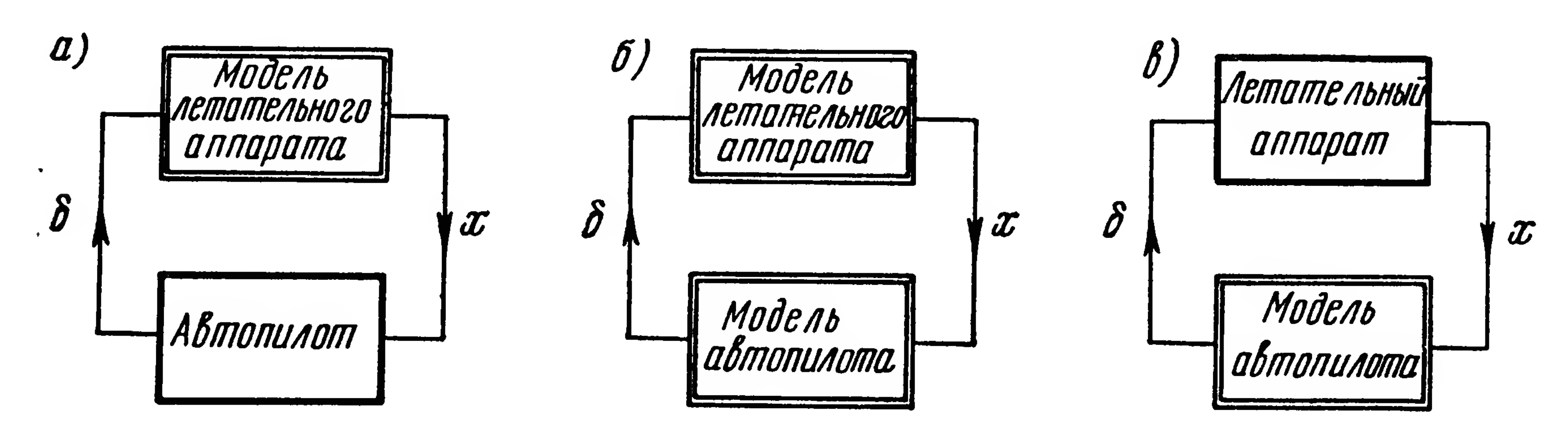


Рис. 11.1. Варианты использования моделирующих устройств

Третий вариант (рис. 11.1,*в*), как правило, не используется при решении задач исследования систем стабилизации. Однако он находит применение при рассмотрении некоторых специальных вопросов. В частности, моделирующее устройство на реальном летательном аппарате может быть использовано как составная часть самонастраивающегося автопилота (см. гл. II, § 7).

Рассматривая методы моделирования, применяемые в задачах автоматической стабилизации летательных аппаратов, необходимо подчеркнуть, что в данном случае речь идет о математическом моделировании, основанном на идентичности уравнений, описывающих движение оригинала и модели. При этом математические модели представляют собой устройства, реализующие вне зависимости от их физического содержания заданные математические соотношения.

Методы физического моделирования, основанные на использовании моделей одной физической природы с оригиналом, широко используемые в динамике собственно летательного аппарата (аэродинамические трубы и т. п.), в задачах стабилизации обычно не используются.

§ 2. МЕХАНИЧЕСКИЕ МОДЕЛИРУЮЩИЕ УСТРОЙСТВА

Механическое моделирование используется главным образом в первом варианте моделирования (см. рис. 11.1, *а*). В этом случае модель летательного аппарата представляет собой механическое устройство, описываемое идентичными уравнениями движения. Чисто конструктив-

ные затруднения не позволяют обычно моделировать движение летательного аппарата одновременно относительно нескольких его осей.

Поэтому наиболее распространенными являются механические модели, воспроизводящие движение аппарата вокруг одной из его осей. При этих условиях речь идет о моделировании его продольного, курсового или кренового движений.

Наиболее простым образом описывается движение крена летательного аппарата (см. уравнение 2.16). Учитывая, что это уравнение по своему виду совпадает с динамическим уравнением вращения твер-

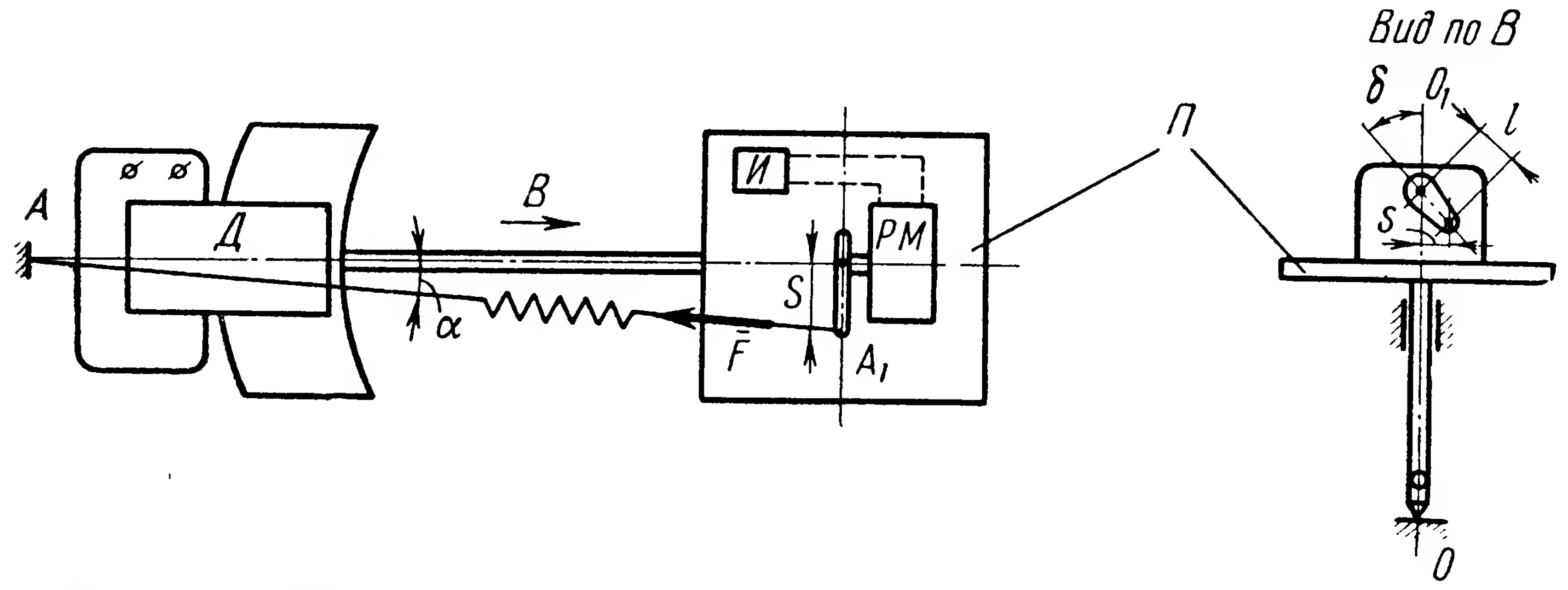


Рис. 11.2. Механическое устройство, моделирующее вращательное движение летательного аппарата

дого тела вокруг неподвижной оси, его можно моделировать с помощью тела, совершающего такое же движение.

Схема, позволяющая решать подобную задачу, представлена на рис. 11.2. Установка состоит из платформы *П*, которая имеет свободу вращения вокруг неподвижной оси OO_1. Вращательное движение платформы демпфируется успокоителем *Д* (например, электродинамическим демпфером). Размеры платформы позволяют установить на ней реальный автопилот с измерителями *И* (гироскопами) и рулевой машинкой *РМ*. Для создания управляющего момента, соответствующего моменту элеронов, используется пружина, прикрепленная одним концом *А* в неподвижной точке, а другим A_1 к выходному валу рулевой машинки.

Уравнение движения платформы можем записать в следующем виде:

$$J\ddot{\gamma} = \sum_{j=1}^{n} M_0(\bar{F}_j),$$

где J — момент инерции платформы с автопилотом относительно оси OO_1;

$\ddot{\gamma}$ — угол поворота платформы.

Сумма моментов сил, действующих на платформу, определяется по формуле

$$\sum_{j=1}^{n} M_0(\bar{F}_j) = -h\dot{\gamma} - F S \cos\alpha,$$

где h — постоянная демпфера;

$S \approx l\delta$ — перемещение конца рычага рулевой машинки;

δ — угол поворота выходного вала рулевой машинки.

Полагая, что натяжение F пружины остается практически постоянным и равным предварительному натяжению,

$$F = F_0 = \text{const}$$

и считая за малостью угла α $\cos\alpha \approx 1$, можем окончательно записать уравнение движения платформы в следующем виде:

$$\ddot{\gamma} + c_1\dot{\gamma} = -c_3\delta, \qquad (11.1)$$

где

$$c_1 = \frac{h}{J};$$

$$c_3 = \frac{F_0 l}{J}.$$

Как можно убедиться, полученное уравнение совпадает с уравнением (2.16) движения крена летательного аппарата при отсутствии возмущения. Изменяя коэффициент демпфирования h, предварительное натяжение пружины F_0, можно менять значения постоянной времени и коэффициента усиления модели летательного аппарата.

Гироскопические измерители находятся в реальных условиях измерения угловых отклонений платформы. Таким образом, при включении автопилота устройство превращается в модель системы летательный аппарат—автопилот. В этой системе модель летательного аппарата описывается уравнениями, идентичными (при надлежащем выборе коэффициентов) с уравнениями оригинала, а автопилот является реальным.

Для регистрации движения платформы, воспроизводящей интересующее нас движение летательного аппарата, может быть использовано любое самопишущее устройство (например, потенциометрический датчик на оси платформы с последующим применением шлейфного осциллографа и т. п.).

Кроме того, могут быть записаны и сигналы в цепях автопилота. Использование многоканального осциллографа (типа МПО-2) позволяет одновременно регистрировать изменение нескольких переменных, характеризующих движение системы.

Описанная установка дает возможность моделировать собственные колебания системы летательный аппарат—автопилот при различных

начальных условиях. При этом начальные условия изменяются установкой платформы и блоков автопилота в момент включения системы.

Изменяя схему и параметры автопилота, можно анализировать их влияние на характер собственных колебаний, т. е. на устойчивость системы и качество переходного процесса.

Аналогичная установка при некоторых условиях может моделировать и вращательное движение летательного аппарата вокруг его других осей. Чтобы показать это, обратимся к уравнениям (2.15), описывающим движение рыскания.

Если сделать грубое предположение об отсутствии изменений угла скольжения

$$\Delta\beta \approx 0,$$

то первое из уравнений принимает вид

$$\Delta\ddot{\psi} + b_1\Delta\dot{\psi} = -b_3\Delta\delta_н + f_{my}(t),$$

полностью аналогичный уравнению движения крена, рассмотренному выше.

То же самое относится и к уравнениям (2.11) продольного движения при условии

$$\Delta\alpha = 0.$$

Естественно, что сделанные предположения позволяют лишь очень грубо описать движение летательного аппарата и использование данной модели приводит к весьма приближенным результатам. Однако незначительное изменение схемы дает возможность моделировать более точные уравнения летательного аппарата.

Вернемся к уравнениям (2.15) курсового движения летательного аппарата и, не пренебрегая изменениями угла скольжения, предположим, что в собственных колебаниях направление вектора $\overline{V}$ не успевает заметно изменяться. Из этого вытекает, что

$$\Delta\dot{\varphi} = \Delta\dot{\psi} - \Delta\dot{\beta} \approx 0.$$

При этом условии, имея в виду, что

$$\Delta\beta \approx \Delta\psi,$$

можно приближенно записать

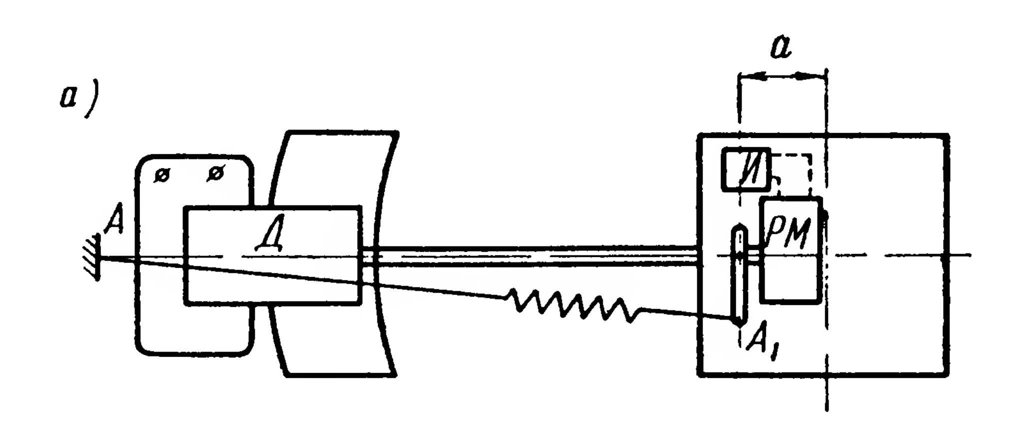
$$\Delta\ddot{\psi} + b_1\Delta\dot{\psi} + b_2\Delta\psi = -b_3\Delta\delta_н + f_{my}(t). \tag{11.2}$$

В зависимости от знака коэффициента b_2 полученное уравнение будет соответствовать статически устойчивому или неустойчивому объекту. На практике могут иметь место оба случая. Для того чтобы использовать рассмотренную установку для моделирования статического объекта, необходимо сместить рулевую машинку от оси вращения платформы.

При смещении влево (рис. 11.3, *а*) к числу всех рассмотренных ранее моментов сил, действующих на платформу, добавляется восстанавливающий момент

$$M_в \approx -F_0 a \gamma,$$

и уравнение движения платформы может быть приведено к выражению



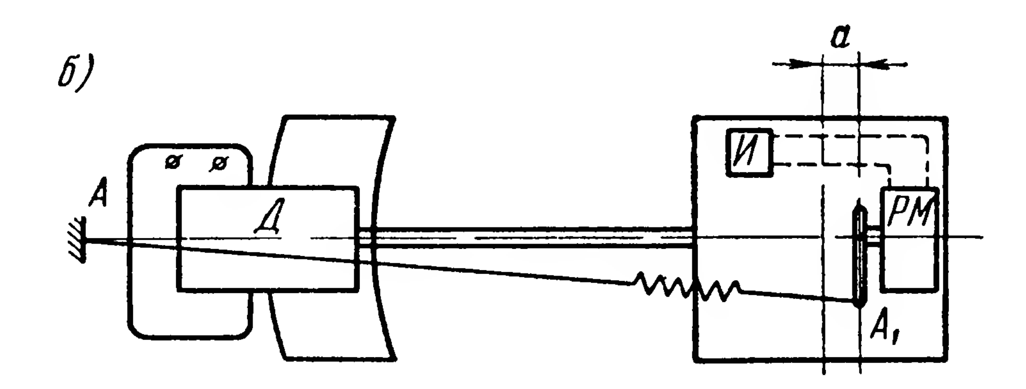


Рис. 11.3. Моделирование устойчивого (*а*) и неустойчивого (*б*) объектов

(11.2), причем его коэффициенты определяются через параметры установки следующим образом:

$$b_1 = \frac{h}{J};$$

$$b_2 = \frac{F_0 a}{J};$$

$$b_3 = \frac{F_0 l}{J}.$$

В этом случае $b_2 > 0$ и уравнение соответствует устойчивому объекту.

При смещении рулевой машинки вправо (рис. 11.3, *б*) изменяется знак дополнительного момента, коэффициент b_2 становится отрицательным и уравнение движения платформы соответствует неустойчивому объекту. Все сказанное относится и к моделированию продольного движения.

Дальнейшее возможное развитие установки связано с моделированием движения летательного аппарата, описываемого более полными уравнениями (2.15) и (2.11). Рассмотрим моделирование курсового движения, описываемого уравнениями (2.15), имея в виду, что все полученные результаты распространяются и на аналогичные уравнения

(2.11), описывающие продольное движение летательного аппарата. Один из вариантов схемы, решающей поставленную задачу, представлен на рис. 11.4 и отличается от исходного рис. 11.2 наличием дополнительного демпфера $Д_2$, упруго связанного с платформой. В этом случае, составляя уравнения движения платформы, имеем

$$J\ddot{\psi} + h\dot{\psi} + c(l_1\psi - x) = -F_0 l\delta ,$$

где ψ — угол поворота платформы;

x — перемещение поршня демпфера $Д_2$;

c — коэффициент жесткости второй пружины.

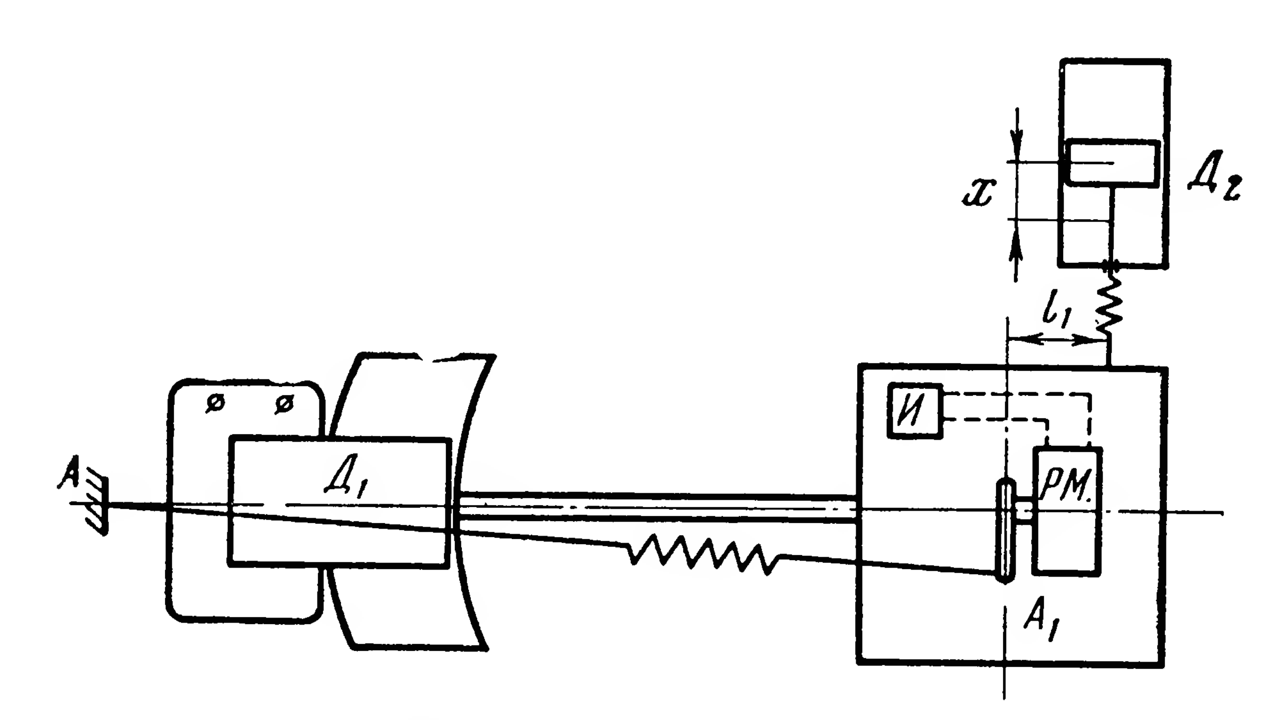


Рис. 11.4. Моделирование движения летательного аппарата с учетом скольжения

Кроме того, составим уравнение движения подвижной системы демпфера $Д_2$. Пользуясь уравнением динамики поступательного движения, получим

$$m\ddot{x} + h_1\dot{x} + c(x - l_1\psi) = 0 ,$$

где m — масса подвижной системы;

h_1 — коэффициент демпфирования демпфера $Д_2$.

Далее, обозначая

$$l_1\psi - x = \beta_1$$

и вводя новую переменную

$$\beta = \frac{1}{k_1}\beta_1 ,$$

где k_1 — некоторый постоянный коэффициент, приведем уравнения к следующему виду:

$$J\ddot{\psi} + h\dot{\psi} + ck_1 l_1\beta = -F_0 l\delta ;$$

$$m\ddot{x} + hl_1\dot{\psi} - hk_1\dot{\beta} - ck_1\beta = -0.$$

Если демпфер $Д_2$ выполнен так, что масса его подвижной системы незначительна, то первым слагаемым $m\ddot{x}$ можно пренебречь.

Из полученных соотношений видно, что уравнения движения платформы приводятся к форме, полностью совпадающей с уравнениями (2.15) летательного аппарата

$$\ddot{\psi} + b_1\dot{\psi} + b_2\beta = -b_3\delta;$$

$$\dot{\beta} - \dot{\psi} + b_4\beta = 0.$$

Коэффициенты уравнения определяются следующими соотношениями:

$$b_1 = \frac{h}{J};$$

$$b_2 = \frac{ck_1 l_1}{J};$$

$$b_3 = \frac{F_0 l}{J};$$

$$b_4 = \frac{c}{h},$$

причем $l_1 = k_1$.

Таким образом, данная установка (рис. 11.4) позволяет моделировать курсовое движение летательного аппарата, описываемое уравнениями (2.15). Все изложенное относится и к продольному движению, описываемому идентичными уравнениями (2.11).

Рассмотренные выше схемы дают возможность воспроизводить лишь собственные движения системы летательный аппарат — автопилот, происходящие в отсутствии внешних воздействий. Однако с их помощью при определенном видоизменении схемы можно моделировать и действие посторонних возмущений. С этой целью необходимо изменять по требуемому закону положение точки A закрепления пружины (рис. 11.5, *а*).

В этом случае момент силы пружины приближенно определится выражением

$$M = F_0\left(1 + \frac{a}{L}\right)S + F_0 \cdot \frac{a}{L} \cdot f_1(t).$$

Следовательно, во всех предыдущих случаях в правой части уравнения моментов изменяется коэффициент эффективности руля.

Этот коэффициент становится равным

$$b_3 = \frac{F_0\left(1 + \frac{a}{L}\right)l}{J}$$

и появляется слагаемое

$$f(t) = \frac{a}{L} f_1(t),$$

характеризующее наличие возмущающего воздействия, приложенного к летательному аппарату.

Другой путь введения возмущающих воздействий сводится к добавлению второй рулевой машинки (рис. 11.5, *б*), перемещающей точку приложения силы второй пружины. Управление машинкой PM_2 осуществляется вне зависимости от основной по самостоятельной про-

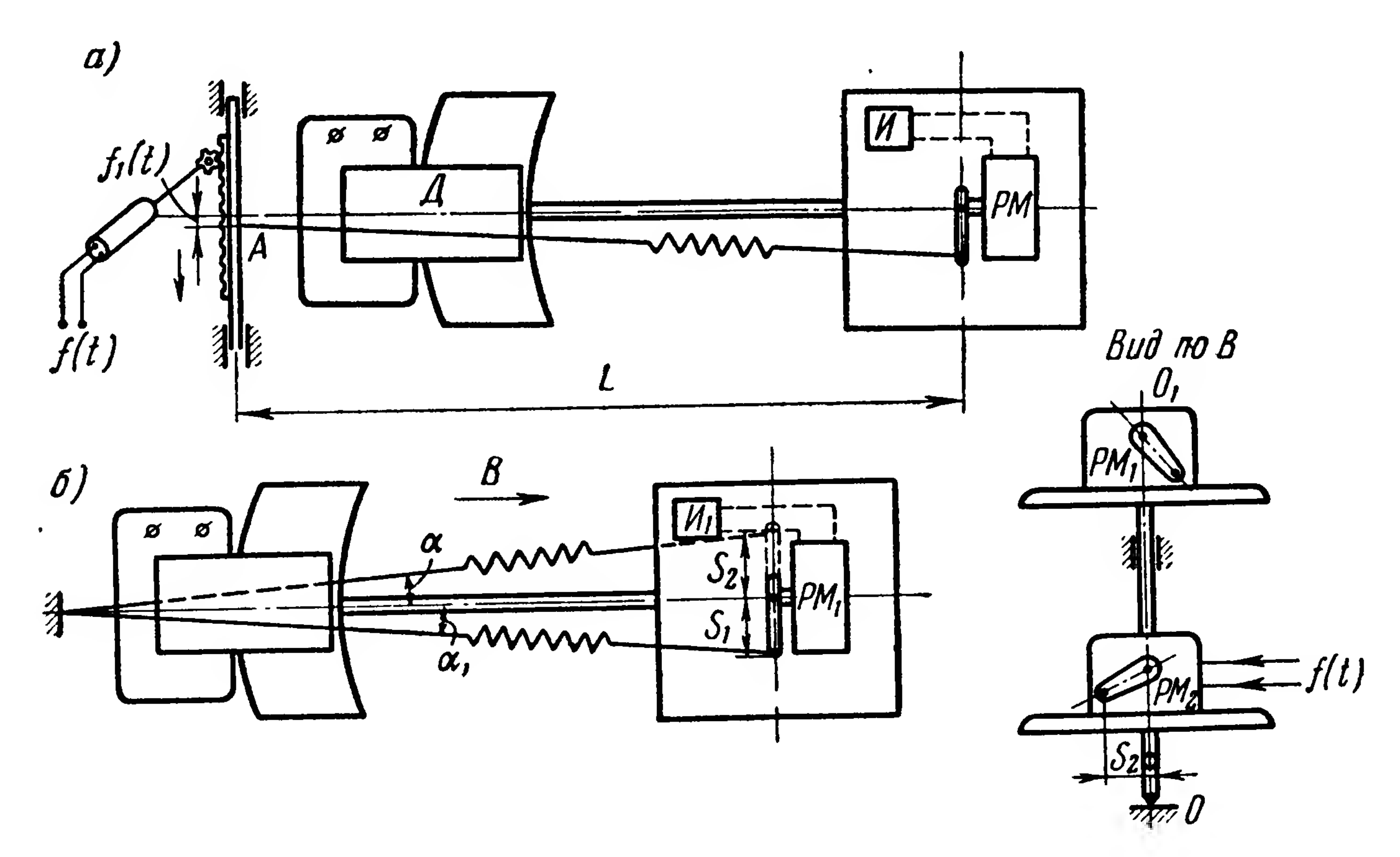


Рис. 11.5. Схема воспроизведения возмущающих воздействий

грамме, определяемой требуемым законом изменения воздействия $f(t)$.

Достоинство механических установок состоит в их относительной простоте, удобстве настройки и эксплуатации и возможности исследования реальной конструкции автопилота. Кроме того, они позволяют моделировать движение летательного аппарата и в том случае, когда его параметры переменны во времени. Для этого необходимо изменять со временем натяжение F_0 пружины (натягивая ее конец *А*) и коэффициент h демпфирования демпфера *Д* (управляя током электромагнита).

Вместе с тем механическим моделирующим устройствам свойственны общие недостатки. Обычно натяжение F_0 оказывается значительным, увеличиваются нагрузки на ось платформы и трение — все это приводит к появлению дополнительных погрешностей и применению специальной аппаратуры для регистрации и съема показаний.

Механические стенды находят применение при предварительном анализе сравнительно простых задач автоматической стабилизации.

§ 3. ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЕ МОДЕЛИРУЮЩИЕ УСТРОЙСТВА

Недостатки, о которых говорилось в предыдущем параграфе, привели к разработке несколько иных схем моделирующих устройств, включающих в себя электрические элементы. Одна из таких схем* приведена на рис. 11.6. Моделирующее устройство состоит из двигателя *Д*, который через редуктор *Р* связан с платформой *П*. Якорь

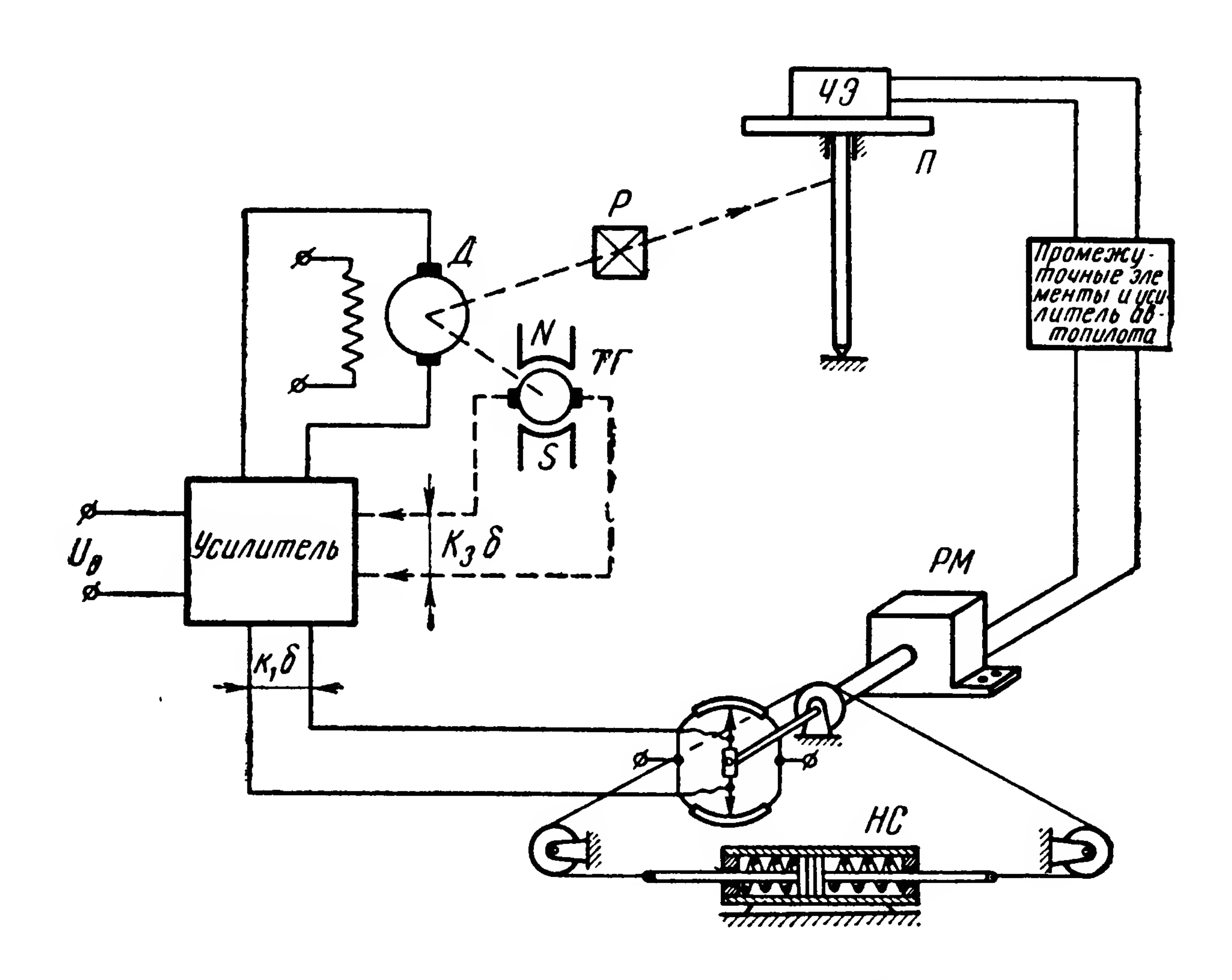


Рис. 11.6. Электромеханическое моделирующее устройство

двигателя питается от усилителя, на вход которого подается напряжение, пропорциональное углу поворота выходного вала рулевой машинки *РМ* автопилота. Поворот платформы имитирует движение летательного аппарата по крену.

Пренебрегая потерями в магнитопроводе и реакцией якоря при отсутствии нагрузки на валу двигателя, можно записать

$$J \frac{d\omega}{dt} = M_{дв},$$

где J — момент инерции платформы, редуктора и якоря двигателя, приведенный к оси платформы;

$M_{дв}$ — момент двигателя, приведенный к оси платформы;

ω — угловая скорость платформы.

---

* Коган Б. Я. Электронные моделирующие устройства, их применение для исследования систем автоматического регулирования. Физматгиз, 1959.

Для линейной механической характеристики двигателя, пренебрегая индуктивностью якоря, получим

$$M_{дв} = c_1 I_я; \qquad I_я = c_2 U_я - c_3\omega,$$

где c_1, c_2, c_3 — коэффициенты пропорциональности.

Считая, что напряжение на выходе усилителя пропорционально углу поворота выходного вала рулевой машинки, запишем

$$U_я = k_1 k_2 \delta + U_в,$$

где k_1 — крутизна характеристики потенциометра;
k_2 — коэффициент усиления усилителя;
$U_в$ — напряжение, с помощью которого имитируется возмущающий момент.

Исключая промежуточные переменные, получаем

$$J\frac{d\omega}{dt} + c_1 c_3 \omega = c_1 c_2 k_1 k_2 \delta + c_1 c_2 U_в$$

или

$$\ddot{\gamma} + a_1 \dot{\gamma} = -a_3 \delta + f_{mx}(t),$$

где

$$\dot{\gamma} = \omega; \qquad a_1 = \frac{c_1 c_3}{J}; \qquad a_3 = -\frac{c_1 c_2 k_1 k_2}{J};$$

$$\frac{c_1 c_2}{J} U_в = f_{mx}(t).$$

Полученное уравнение только обозначениями отличается от уравнения движения крена летательного аппарата. Рассмотренная схема обладает тем недостатком, что ее параметры трудно менять в широких пределах. Единственная возможность регулировки параметров моделирующего устройства заключается в изменении момента инерции платформы J и коэффициента усиления усилителя k_2. Моделирующее устройство может быть значительно более гибким, если в его схему ввести тахогенератор *ТГ*, как это показано на рис. 11.6 пунктиром. Напряжение, снимаемое с тахогенератора, может быть записано в виде

$$U_{тг} = k_3 \omega.$$

Обозначив через k_4 коэффициент усиления усилителя по сигналу тахогенератора, находим

$$U_я = k_1 k_2 \delta + \kappa_3 k_4 \omega + U_в,$$

откуда

$$J\frac{d\omega}{dt} + c_1 c_3 \omega - c_1 c_2 k_3 k_4 \omega = c_1 c_2 k_1 k_3 \delta + c_1 c_2 U_в$$

или

$$\ddot{\gamma} + a_1 \dot{\gamma} = - a_3 \delta + f_{mx}(t),$$

где

$$\dot{\gamma} = \omega; \qquad a_1 = \frac{c_1 c_3 - c_1 c_2 k_3 k_4}{J};$$

$$a_3 = \frac{-c_1 c_2 k_1 k_3}{J}; \qquad \frac{c_1 c_2}{J} U_{\text{в}} = f_{mx}(t).$$

В этой схеме имеется дополнительная возможность изменения параметра a_1 с помощью регулировки коэффициента усиления k_4. Электромеханические моделирующие устройства имеют ряд достоинств по сравнению со схемами, рассмотренными в предыдущем параграфе. Для работы моделирующего устройства достаточно установить на платформу только чувствительные элементы автопилота. Это уменьшает вес платформы и снижает момент сил трения по ее оси. Рулевую машинку можно установить на нагрузочный стенд, воспроизводящий изменение шарнирного момента. В том случае, когда шарнирный момент пропорционален углу отклонения руля, нагрузочный стенд *НС* имеет простейшую схему, показанную на рис. 11.6. Использование нагрузочного стенда дает возможность более точно учесть влияние динамических и статических характеристик рулевой машинки на свойства системы стабилизации. Отметим также простоту ввода в моделирующее устройство возмущающего воздействия. Изменяя соответствующим образом величину напряжения $U_{\text{в}}$, можно создавать различные внешние возмущения. В частности, подавая на схему напряжение с известными статистическими характеристиками от генератора шумов, можно имитировать воздействие на систему стабилизации случайных возмущений.

Недостатком рассмотренной модели являются ее погрешности за счет сил сухого трения, люфтов в редукторе и нелинейностей в электрической цепи. Кроме того, с помощью аналогичных устройств трудно моделировать более полные уравнения движения летательного аппарата.

§ 4. ЭЛЕКТРОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

Электронное моделирование основано на решении дифференциальных уравнений задачи с помощью непрерывных счетно-решающих устройств. Не ставя целью настоящего параграфа описание принципов работы и устройств систем электронного моделирования*, ограничимся кратким рассмотрением некоторых схем моделирования задач автоматической стабилизации летательного аппарата.

---

* См. сноску на стр. 441.

Основными математическими операциями, используемыми при непрерывном моделировании, являются сложение, вычитание, умножение, дифференцирование и интегрирование. На рис. 11.7 показаны схемы включения операционных усилителей, осуществляющих основные операции.

Для схемы *а*:

$$U = -\frac{1}{R}\sum_{i=1}^{n}\frac{1}{R_i}U_i\ .$$

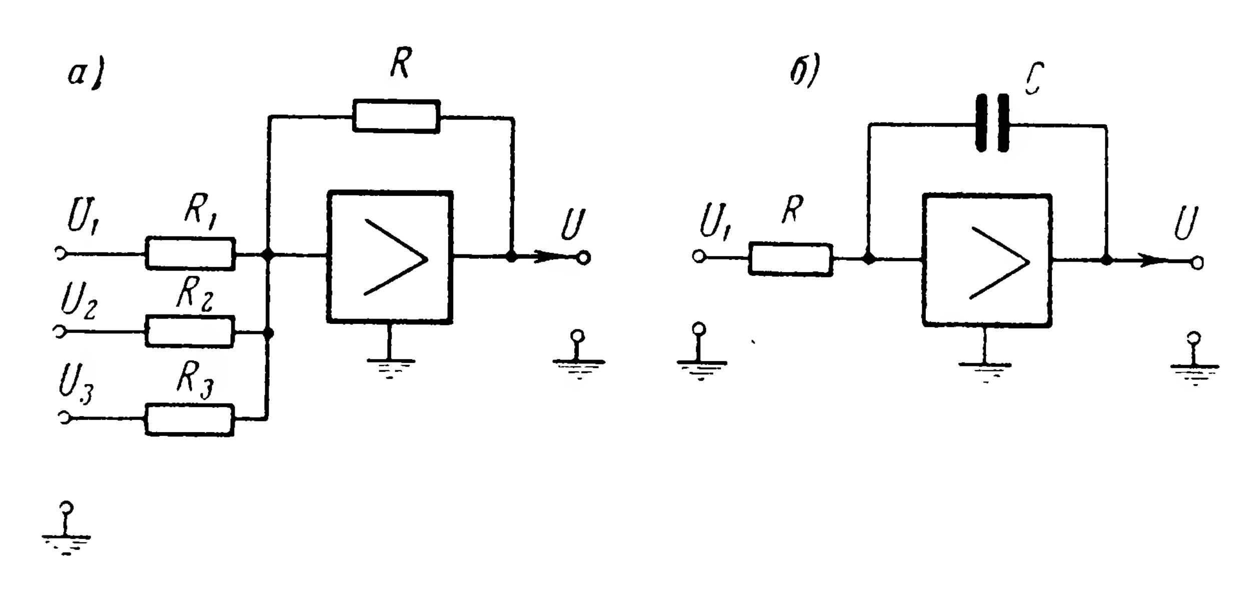


Рис. 11.7. Основные элементы электронного моделирующего устройства

Для схемы *б*:

$$U = -\frac{1}{RC}\int_{0}^{t}U_1 dt\ .$$

Подготовка задачи моделирования сводится к набору из указанных элементов схемы, осуществляющей непрерывное автоматическое решение заданных соотношений, и к определению основных параметров этой схемы.

При электронном моделировании систем автоматической стабилизации возможно различное сочетание модели с реальным объектом или аппаратурой автопилота (см. рис. 11.1).

Рассмотрим некоторые характерные схемы моделирования. Прежде всего обратимся к моделированию движения летательного аппарата.

В качестве примера возьмем движение крена, описываемое уравнением (2.16). Переписывая его в виде системы уравнений первого порядка и вводя переменные

$$x_1 = \gamma;$$

$$x_2 = \dot{x}_1 = \dot{\gamma},$$

имеем

$$\dot{x}_1 = x_2;$$

$$\dot{x}_2 = -c_3\delta_э - c_1 x_2 + f_{mx}.$$

Используя основные счетно-решающие блоки (рис. 11.7), получим схему моделирования, воспроизводящую движение крена летательного аппарата без автопилота (рис. 11.8). При использовании такой схемы сигнал, соответствующий отклонениям $\delta_э$ элеронов, вводится по любому необходимому закону. То же самое относится и к возмущающему воздействию.

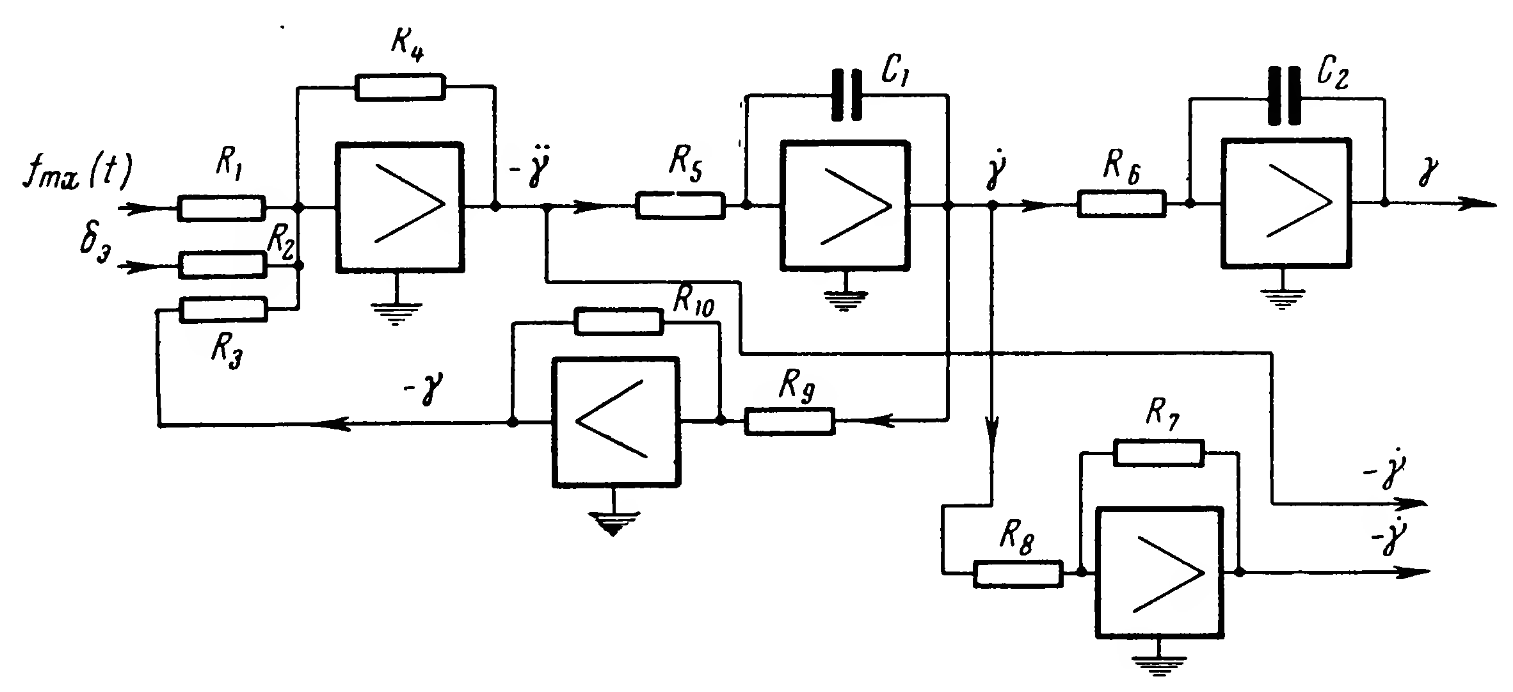


Рис. 11.8. Электронная модель движения крена

Дальнейшее развитие схемы, представленной на рис. 11.8, позволяет моделировать движение крена и при условии, когда характеристики летательного аппарата изменяются во времени. В этом случае аэродинамические коэффициенты являются некоторыми функциями времени t:

$$c_1 = c_1(t);$$

$$c_3 = c_3(t)$$

и сопротивления R_2 и R_3, определяющие значения указанных коэффициентов, должны изменяться извне по требуемым законам (рис. 11.9).

Вторым примером может явиться схема моделирования бокового движения летательного аппарата, описываемого уравнениями (2.15).

Соответствующая электронная модель имеет структуру, показанную на рис. 11.10. Эта схема очевидным образом видоизменяется в случае переменности коэффициентов. Использование нелинейных элементов дает возможность более точного моделирования движения летательного аппарата на основе более полных уравнений его движения.

Использование электронной модели летательного аппарата дает возможность изучать поведение летательного аппарата при изменении

возмущений и отклонениях руля по любым задаваемым законам. В соответствии с этими законами должны быть сформированы сигналы $\delta(t)$ и $f(t)$, подаваемые извне на входы операционных усилителей. Та-

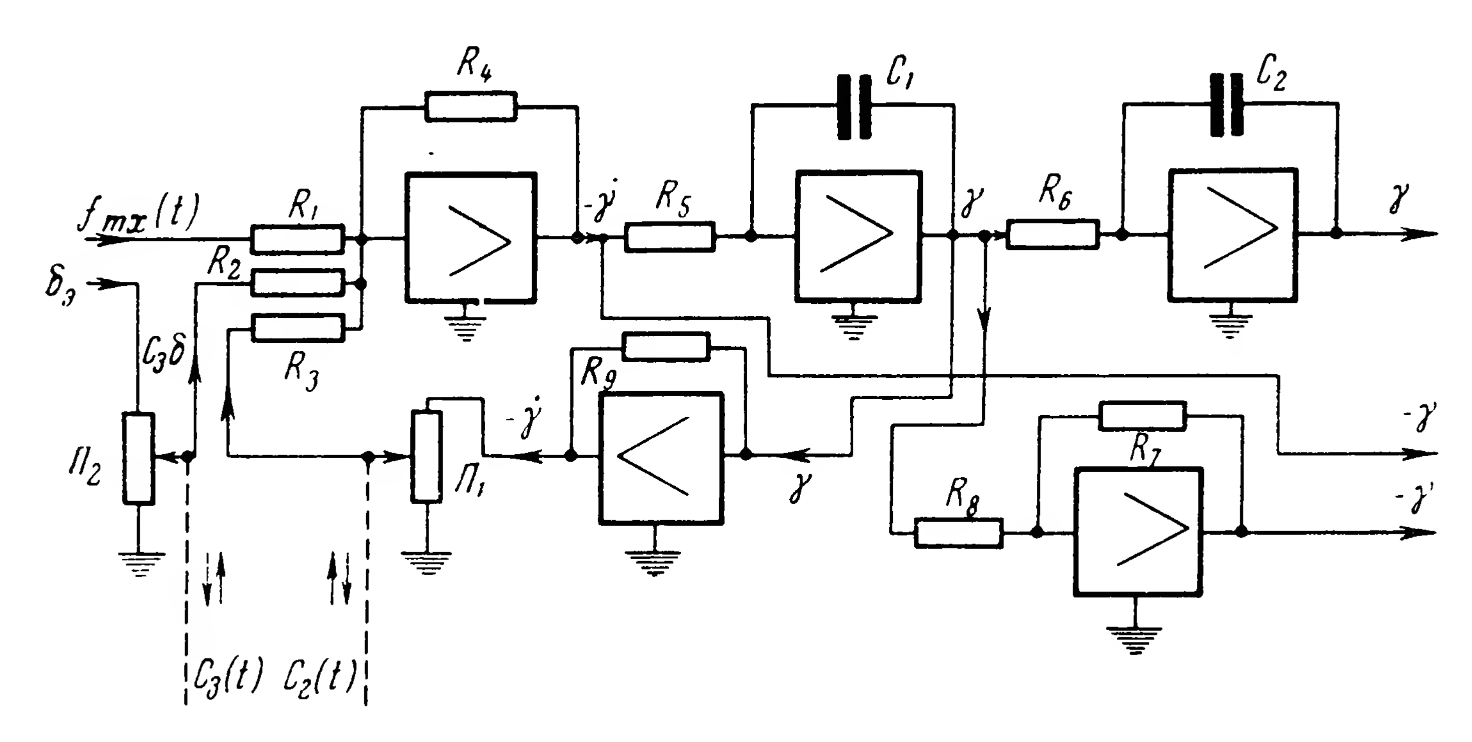


Рис. 11.9. Электронная модель движения крена с учетом переменности аэродинамических коэффициентов

ким образом могут быть оценены собственная устойчивость летательного аппарата, построены его частотные характеристики и т. п.

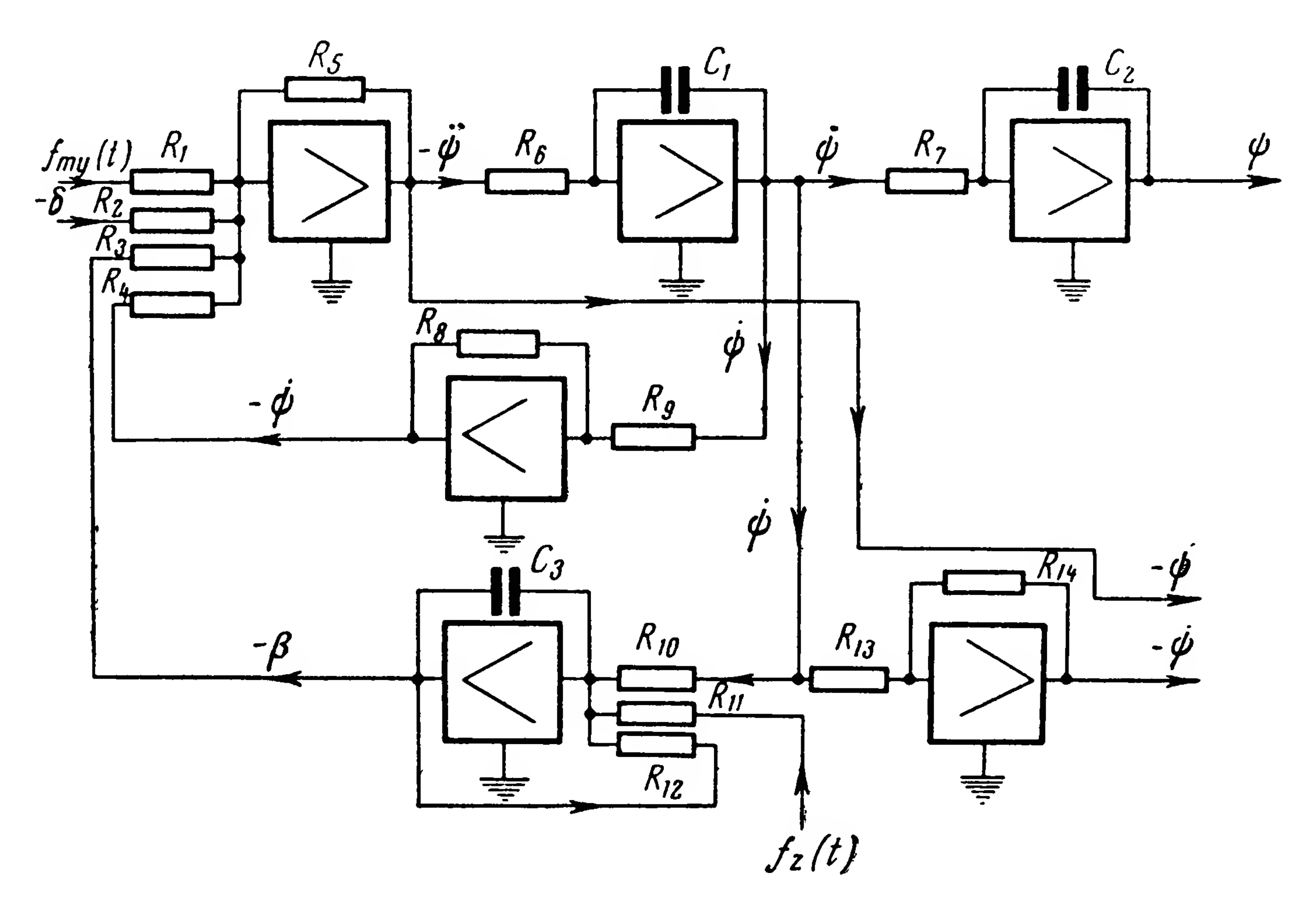


Рис. 11.10. Электронная модель бокового движения

Сочетание такой модели с автопилотом или его моделью позволяет изучить аналогичные вопросы для системы летательный аппарат — автопилот.

Рассмотрим примеры электронных моделей для некоторых характерных схем автопилотов. Таким примером может служить линейный автомат курса с введением первой производной и жесткой обратной связью, охватывающей усилитель и рулевую машинку (рис. 11.11,*а*). Уравнения подобного автопилота могут быть записаны в следующем виде:

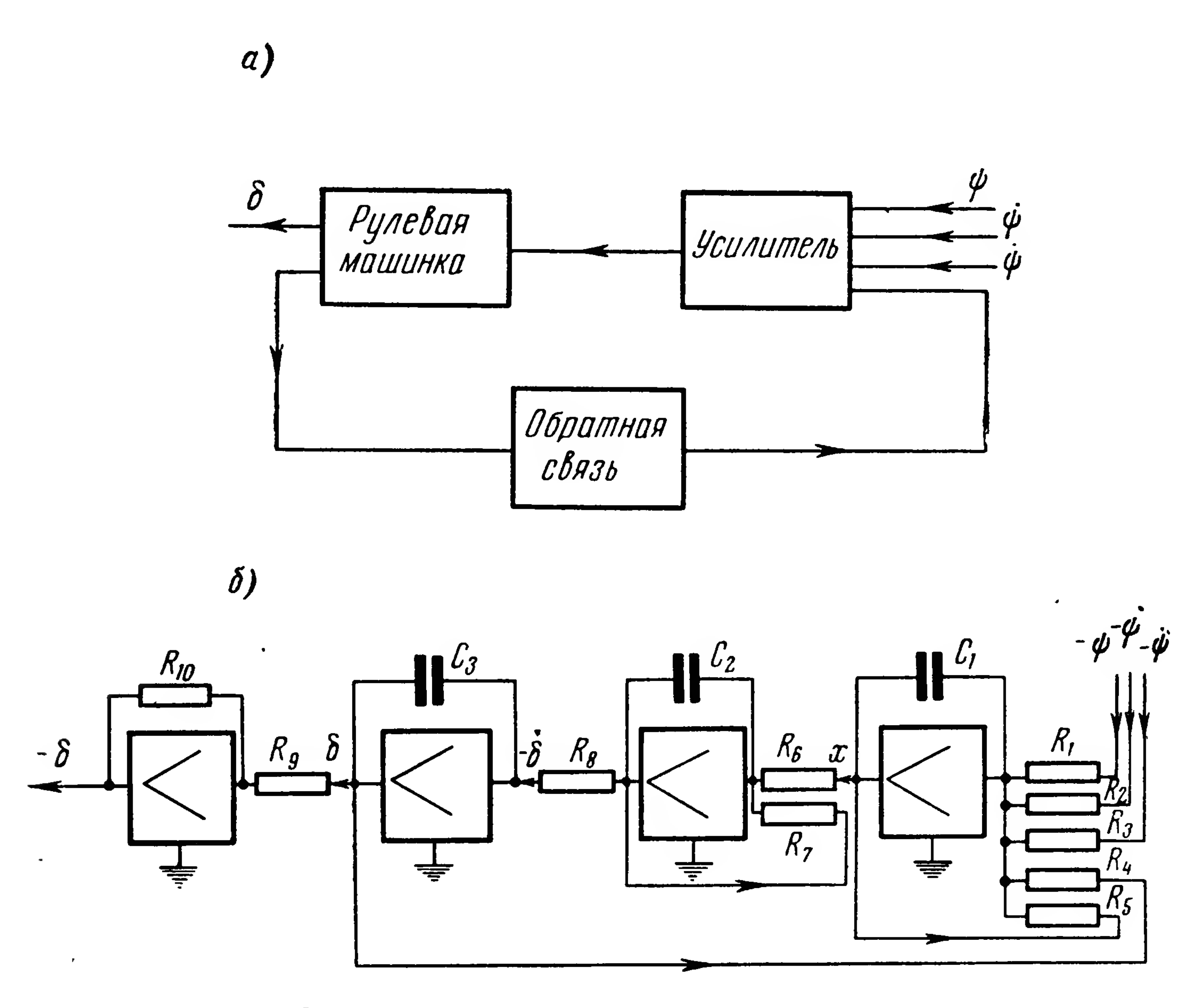


Рис. 11.11. Электронная модель линейного автопилота

$$T_у \dot{x} + x = k_\psi \psi + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi} - k_{о.с} \delta;$$

$$T_{р.м} \ddot{\delta} + \dot{\delta} = k_{р.м} x.$$

Сводя уравнения к системе уравнений первого порядка, имеем

$$x_1 = x;$$

$$x_2 = \delta;$$

$$x_3 = \dot{\delta} = \dot{x}_3;$$

$$\dot{x}_1 = -\frac{1}{T_у} x_1 + k_\psi \psi + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi} - k_{о.с} x_2;$$

$$\dot{x}_2 = x_3;$$

$$\dot{x}_3 = -\frac{1}{T_{р.м}} x_3 + \frac{k_{р.м}}{T_{р.м}} x_1.$$

Записанные уравнения определяют структуру соответствующего моделирующего устройства (рис. 11.11, *б*).

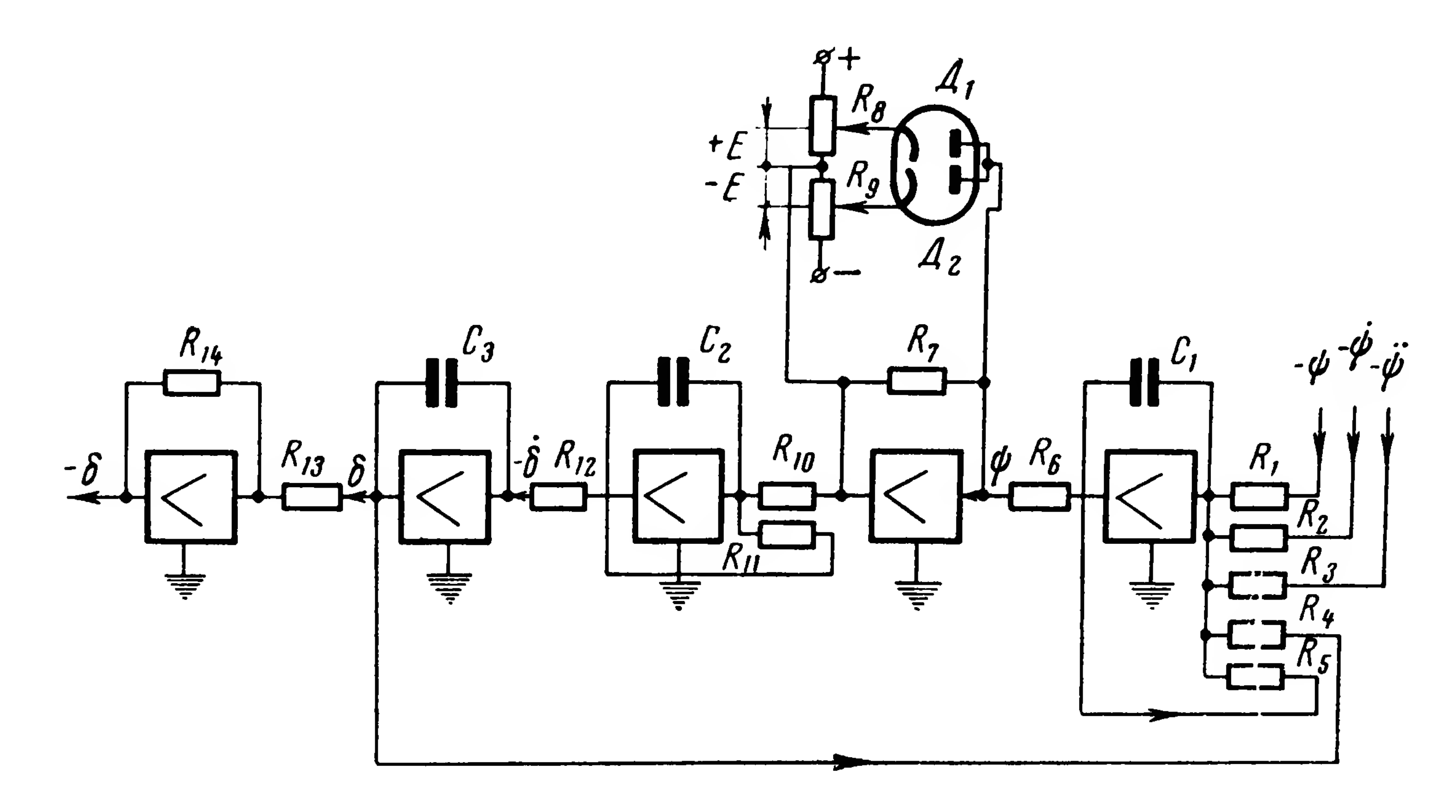


Рис. 11.12. Электронная модель нелинейного автопилота

Другим примером может служить схема релейного автопилота, описываемого уравнениями

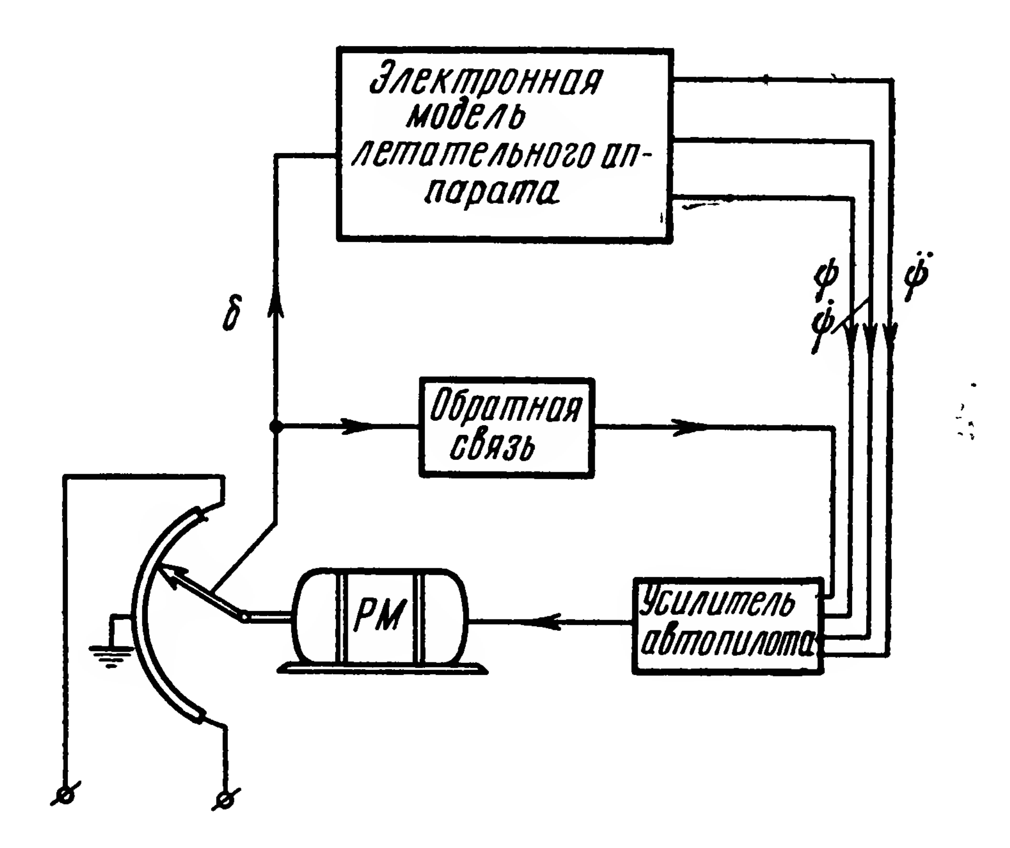


Рис. 11.13. Сочетание электронной модели с реальной аппаратурой

$$\Psi = k \operatorname{sign} (\gamma + T_{\dot{\gamma}} \dot{\gamma} + T_{\ddot{\gamma}} \ddot{\gamma});$$

$$T_{\text{р. м}} \ddot{\delta} + \dot{\delta} = k_{\text{р. м}} \Psi.$$

Устройство моделирующее такой автопилот, приведено на рис. 11.12.

Преимущество использования электронных моделей состоит в возможности удобной регистрации изменений интересующих величин, так как последние воспроизводятся в виде электрических сигналов. Кроме того, методы электронного моделирования позволяют сочетать модель летательного аппарата с реальным автопилотом или моделировать часть автопилота.

Пример подобного применения электронной модели приведен на рис. 11.13. Для решения подобных задач используются универсальные электронные моделирующие установки ИПТ-5, МН-7 и др.

Методика подготовки задачи и ее решения приведены в соответствующей литературе и в описаниях указанных моделирующих установок.

Электронное моделирование позволяет сравнительно просто и достаточно точно воспроизводить движение сложных систем и решать задачи, недоступные для теоретического анализа (стабилизация связанного бокового движения и скорости полета с одновременным воздействием на тягу двигателя и руль высоты и др.). По этой причине оно становится основным методом, наиболее часто применяемым в последнее время.

§ 5. ПОЛУАВТОМАТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ

Все рассмотренные в предыдущих главах системы стабилизации являются полностью автоматическими, работающими без участия человека. Роль последнего сводится в этом случае к настройке системы. Структурная схема такой автоматизированной системы имеет вид, представленный на рис. 11.14, *а*.

При отсутствии системы стабилизации летчику приходится самому решать все задачи стабилизации самолета на заданной траектории полета, начиная от наблюдения за отклонениями от нее летательного

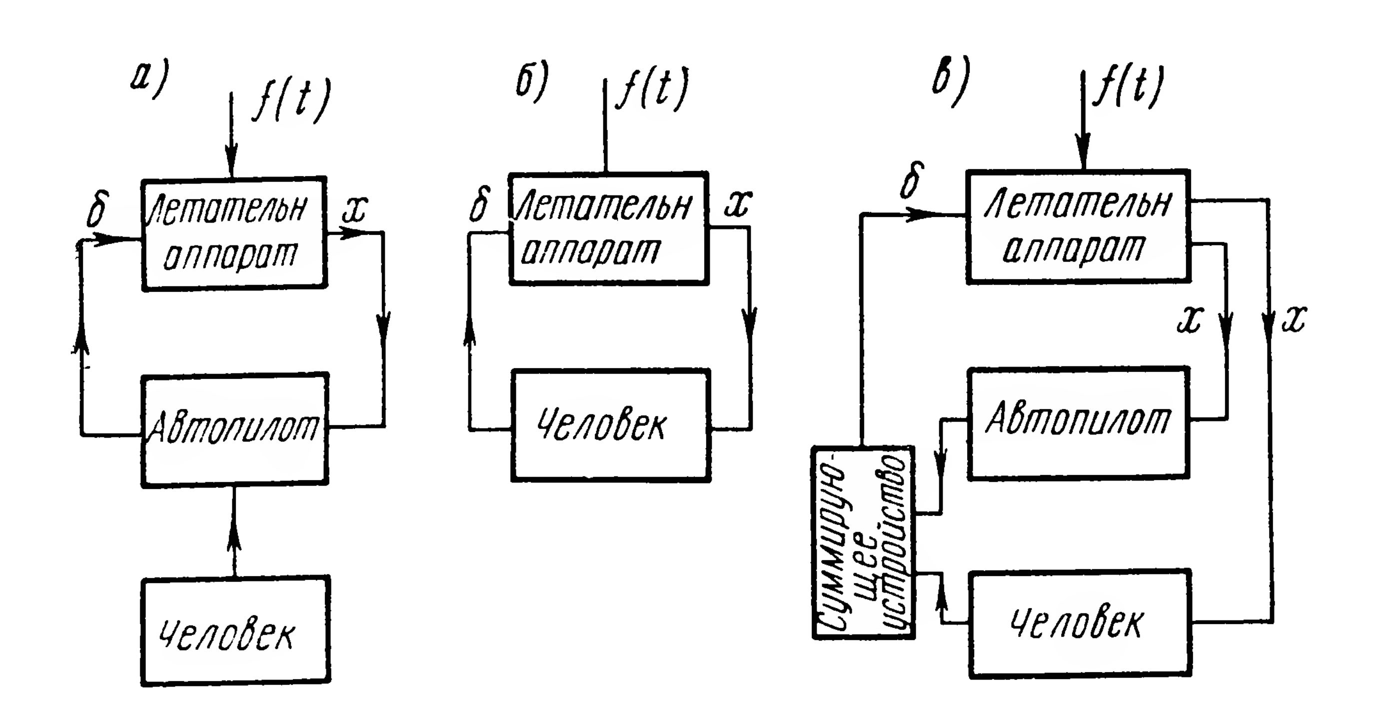


Рис. 11.14. Структурные схемы систем стабилизации

аппарата до соответствующей перестановки органов управления. При таком ручном управлении структурная схема системы управления принимает вид, показанный на схеме 11.14, *б*.

При полуавтоматическом управлении, кроме сигналов, идущих от летчика, на органы управления поступают еще сигналы, формируемые специальными приборами (рис. 11.14, *в*). Такое сочетание улучшает качество стабилизации летательного аппарата и облегчает выполнение сложных задач пилотирования и навигации, автоматизация которых потребовала бы чрезмерного усложнения схемы автопилота.

Для уяснения принципа работы полуавтоматической системы рассмотрим процесс стабилизации установившегося прямолинейного режима полета. Исследования деятельности человека при работе полуавтоматических систем регулирования показывают, что он реагирует в основном только на сами отклонения регулируемой величины (наблюдаемой визуально или по приборам) и лишь частично оценивает значения скорости ее изменения, т. е. первой производной. Это имеет место только при возвращении системы к требуемому состоянию, но не при отклонении от него. Следовательно, можно считать, что человек осуществляет воздействие только по отклонениям регулируемой величины. А этого, как известно, оказывается во многих случаях недостаточно для качественной стабилизации летательного аппарата.

Кроме того, процессы, протекающие в нервной и мышечной системах человека, таковы, что ответная реакция на явление, воспринятое органами чувств, возникает не сразу и сопровождается искажениями. Для оценки этих свойств человека целесообразно воспользоваться понятием передаточной функции. Вид и параметры такой передаточной функции могут значительно изменяться в зависимости от сложности решаемых задач, тренировки, состояния летчика и т. п.

Тем не менее можно исходить из некоторого среднего (достигаемого при известной тренированности) вида передаточной функции, учитывая, что на человека возлагается простейшая функция усиления сигналов и не требуется выполнения сложных операций (дифференцирование и т. п.).

В таких условиях указанная передаточная функция может быть приближенно представлена в виде

$$W_{ч}(p) = \frac{k_{ч}\, e^{-p\tau_1}}{1+\tau_2 p},$$

где $k_{ч}$ — коэффициент усиления;

τ_1 — время реакции человека, характеризующее запаздывание его реакции на возмущение;

τ_2 — постоянная времени, характеризующая инерционность в образовании реакции.

Учитывая, что при расчете полуавтоматических систем наибольший интерес представляют именно искажения, вносимые человеком, можно полагать коэффициент усиления равным единице

$$k_ч = 1$$

и исходить из следующей формы передаточной функции:

$$W_ч(p) = \frac{e^{-p\tau_1}}{1+\tau_2 p}. \qquad (11.3)$$

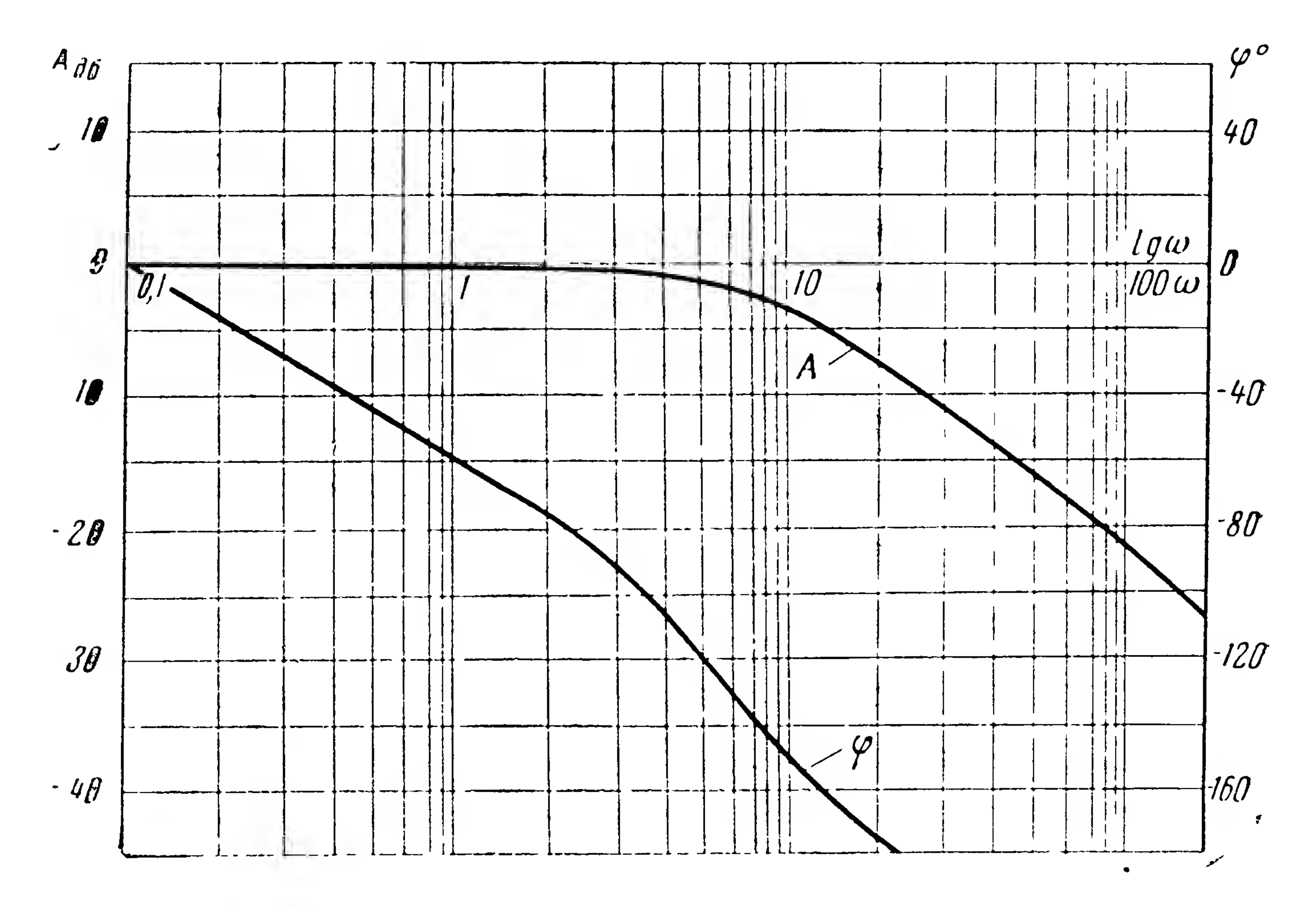


Рис. 11.15. Логарифмические частотные характеристики человека

Постоянные времени принимаются равными:

$$\tau_1 \approx 0{,}25 \text{ сек};$$

$$\tau_2 \approx 0{,}125 \text{ сек}.$$

При этих условиях полоса пропускания человека не превышает 0,5 *гц*. Принятое выражение для $W_ч(p)$ и значения параметров позволяют построить логарифмические частотные характеристики человека (рис. 11.15), которые могут быть использованы при расчете полуавтоматической системы стабилизации.

Таким образом, человека в замкнутом контуре следует рассматривать как динамическое звено, реагирующее только на входной сигнал и вносящее в него запаздывания и искажения. Оба эти обстоятельства не способствуют повышению качества стабилизации и во многих случаях требуют введения дополнительных сигналов в систему стабилизации. Указанное усложнение приводит к полуавтоматической системе стабилизации, одна из возможных схем которой показана на рис. 11.14, *в*.

Автоматическую часть системы стабилизации можно рассматривать как систему искусственного повышения качества стабилизации лета-

тельного аппарата. Иногда такие схемы называют устройствами искусственного демпфирования летательного аппарата.

На рис. 11.16 приведена характерная, так называемая дифференциальная схема полуавтоматической системы управления самолетом, соответствующая структурной схеме, показанной на рис. 11.14, *в*.

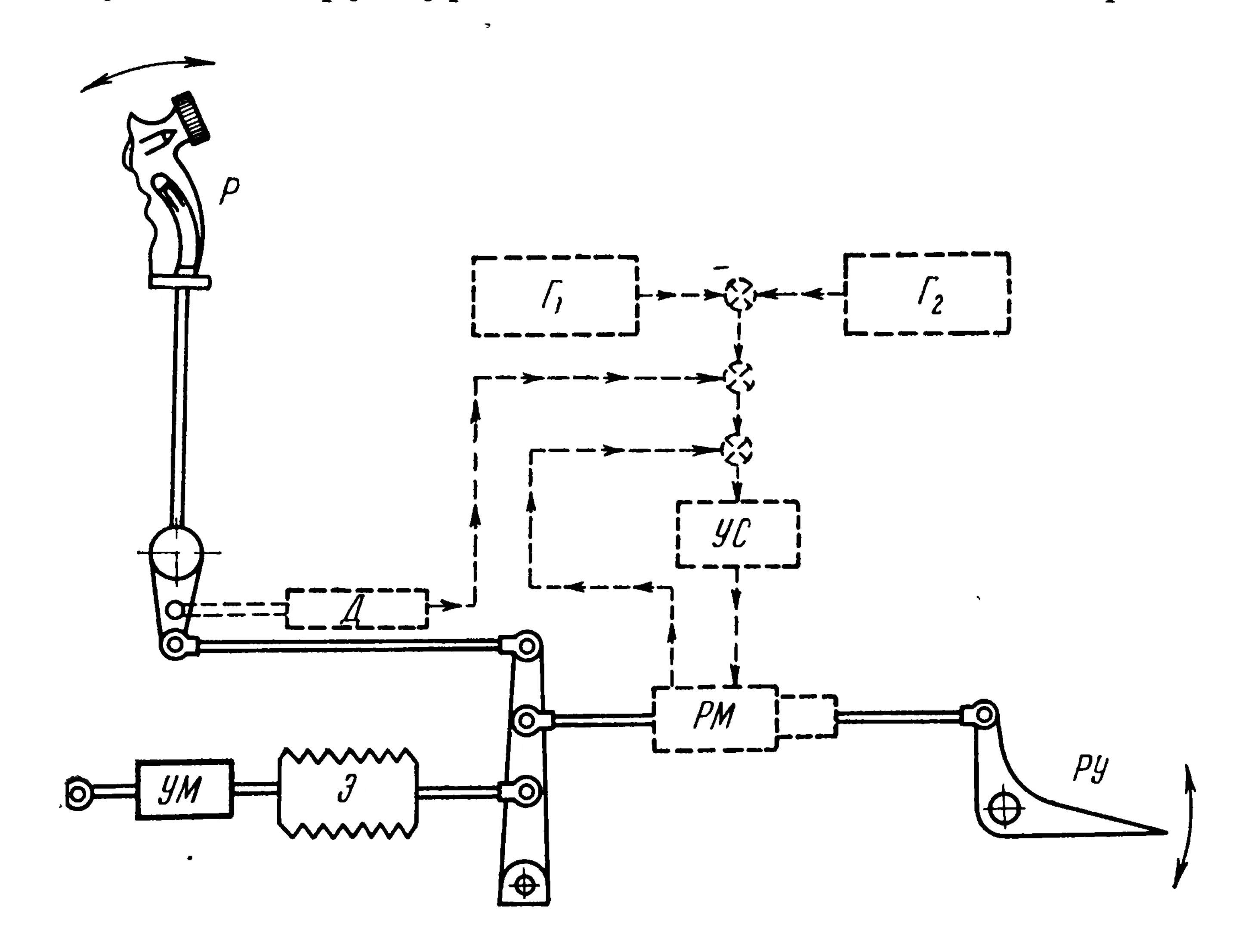


Рис. 11.16. Пример полуавтоматической системы управления и стабилизации

Как следует из схемы, ручка управления *Р* посредством тяг и рычагов связана непосредственно со штоком электрогидравлической рулевой машинки *РМ*, корпус которой соединен с рулем *РУ*. Для облегчения работы летчика в схеме используется уравновешивающий механизм *УМ*, связанный с рычажной системой через упругий элемент *Э*.

Рулевая машинка *РМ* входит в состав автопилота, включающего в себя измерительные устройства $Г_1$ и $Г_2$, усилитель *УС* и обратную связь. В качестве измерительных устройств могут быть использованы, например, гироскопический измеритель угловой скорости и датчик перегрузок (акселерометр).

В случае установившегося прямолинейного полета и неподвижной рукоятки *Р* стабилизация данного режима может осуществляться автопилотом, который, перемещая корпус рулевой машинки относительно ее неподвижного штока, вызывает необходимую перестановку руля.

При смещении летчиком рукоятки управления происходит перемещение штока рулевой машинки. Кроме того, сигнал, снимаемый с

датчика *Д*, суммируясь с сигналами измерителей, вызывает дополнительное перемещение руля. Таким образом, общее перемещение руля зависит от перемещений рукоятки и сигналов измерителей. Последние дополнительные сигналы обусловливают повышение качества стабилизации такого неустановившегося режима полета по сравнению с ручным управлением.

Кинематическая связь рукоятки *Р* со штоком обеспечивает частичную передачу усилий от руля *РУ* к рукоятке *Р*, что создает у летчика привычные ощущения управления.

Назначение уравновешивающего механизма *УМ* сводится к компенсации постоянно действующих на рукоятку *Р* усилий.

Приведенная схема не исчерпывает возможные варианты полуавтоматических систем*, но отражает все их основные черты.

Анализ и синтез полуавтоматических систем автоматической стабилизации принципиально ничем не отличается от исследования чисто автоматических систем. Здесь необходимо принимать во внимание передаточную функцию (11.3) и частотные характеристики, оценивающие возможности человеческого организма.

§ 6. О ПРИМЕНЕНИИ САМОНАСТРАИВАЮЩИХСЯ АВТОПИЛОТОВ

Если проследить историю развития автопилотов**, то можно заметить, что их первые образцы строились по несложной структурной схеме, использующей простейший закон регулирования. Обычно в закон регулирования вводился только угол отклонения самолета от заданного положения. В качестве корректирующих элементов схемы использовалась жесткая обратная связь. Ввиду того что скорости полета были незначительны, эти устройства удовлетворительно решали поставленную перед ними задачу. В схемах автопилота не предусматривались даже устройства для изменения их параметров при различных условиях полета. Мало того, один и тот же автопилот мог устанавливаться на различных типах самолета. При этом необходимое изменение характеристик системы проводилось уточнением коэффициента обратной связи. Возможность создания такого универсального автопилота объяснялась тем, что аэродинамические параметры различных типов самолетов были довольно близки друг к другу. Кроме того, рабочий диапазон скоростей и высот полета был сравнительно мал. С увеличением скоростей и высот полета к конструкции автопилота стали предъявлять бóльшие требования. Появилась необходимость увеличения быстродействия системы и улучшения качества стабилизации. Помимо угла, в закон регулирования начали вводить

* Aviation Week. January, 1955. Aeronautical Engeneering Rewiev. January, 1955. American Aviation. January, 1955.

** Ольман Е. В., Соловьев Я. И., Токарев В. П. Автопилоты. Оборонгиз, 1946.

30 Заказ 272

первую (в автопилоте АП-28 и др.), а иногда и вторую (в автопилоте АП-15 и др.) производные.

Появление летательных аппаратов со сверхзвуковыми скоростями привело к более тесной увязке их характеристик с характеристиками автоматов стабилизации. Характеристики сверхзвуковых самолетов, особенно управляемых снарядов, имеют индивидуальные особенности, без учета которых нельзя спроектировать автопилот.

Прежде чем конструировать автопилот, необходимо знать аэродинамические характеристики летательного аппарата. Эти характеристики получают расчетом, а затем уточняют продувкой модели летательного аппарата в аэродинамической трубе. Однако разница между результатами продувки и характеристиками реального объекта может быть настолько большой, что система с автопилотом будет работать неудовлетворительно. Окончательные значения параметров автопилота устанавливают в результате летных испытаний.

Сложность проектирования автопилота возрастает в связи с тем, что скоростной напор в течение полета может меняться в очень широких пределах (в 100 и более раз). Кроме того, характеристики первых экспериментальных летательных аппаратов могут значительно отличаться от серийных образцов. Вследствие указанных причин отработка системы управления и стабилизации занимает очень много времени.

Таким образом, в некоторых случаях при проектировании автопилота и определении его основных параметров приходится исходить из характеристик летательного аппарата, изменяющихся в широких пределах. Эти изменения вызываются непостоянством характеристик самого аппарата (изменением массы, момента инерции, центровки и т. п.) и окружающих условий (изменением плотности воздушной среды и т. п.). Кроме того, в процессе полета может меняться характер возмущений, действующих на летательный аппарат (величина, быстрота изменения и т. п.).

В результате возникает необходимость изменения системы стабилизации, обеспечивающего сохранение качества работы системы. В обычных схемах такое изменение осуществляется путем предварительной настройки автопилота.

Однако более целесообразно создавать такие схемы автопилотов, которые автоматически, непрерывно анализируя поведение системы летательный аппарат — автопилот, корректировали бы свои характеристики с тем, чтобы при любых условиях получить требуемое качество стабилизации.

Подобные системы получили название самонастраивающихся. В настоящее время в теории и практике автоматического управления известны различные типы самонастраивающихся систем*: системы с автоматическим изменением настройки, программы действия, пара-

* Ивахненко А. Г. Техническая кибернетика (системы автоматического управления с приспособлением характеристик). ГИТТЛ, Киев, 1962.

метров, нелинейных характеристик, структуры системы. Однако не все перечисленные системы используются в настоящее время для автоматической стабилизации летательных аппаратов. Наибольшее распространение получают системы с автоматическим изменением параметров.

Работы по созданию самонастраивающихся систем начаты совсем недавно. Тем не менее в настоящее время известны некоторые принципы построения таких устройств и рекомендации по выбору их параметров. Поэтому можно в общих чертах ознакомиться с принципами, которые могут быть положены в основу схемы такого автопилота.

В дальнейшем для простоты будем рассматривать случай стабилизации движения по одному регулируемому параметру с помощью только одного органа управления, принимая во внимание одно внешнее возмущающее воздействие.

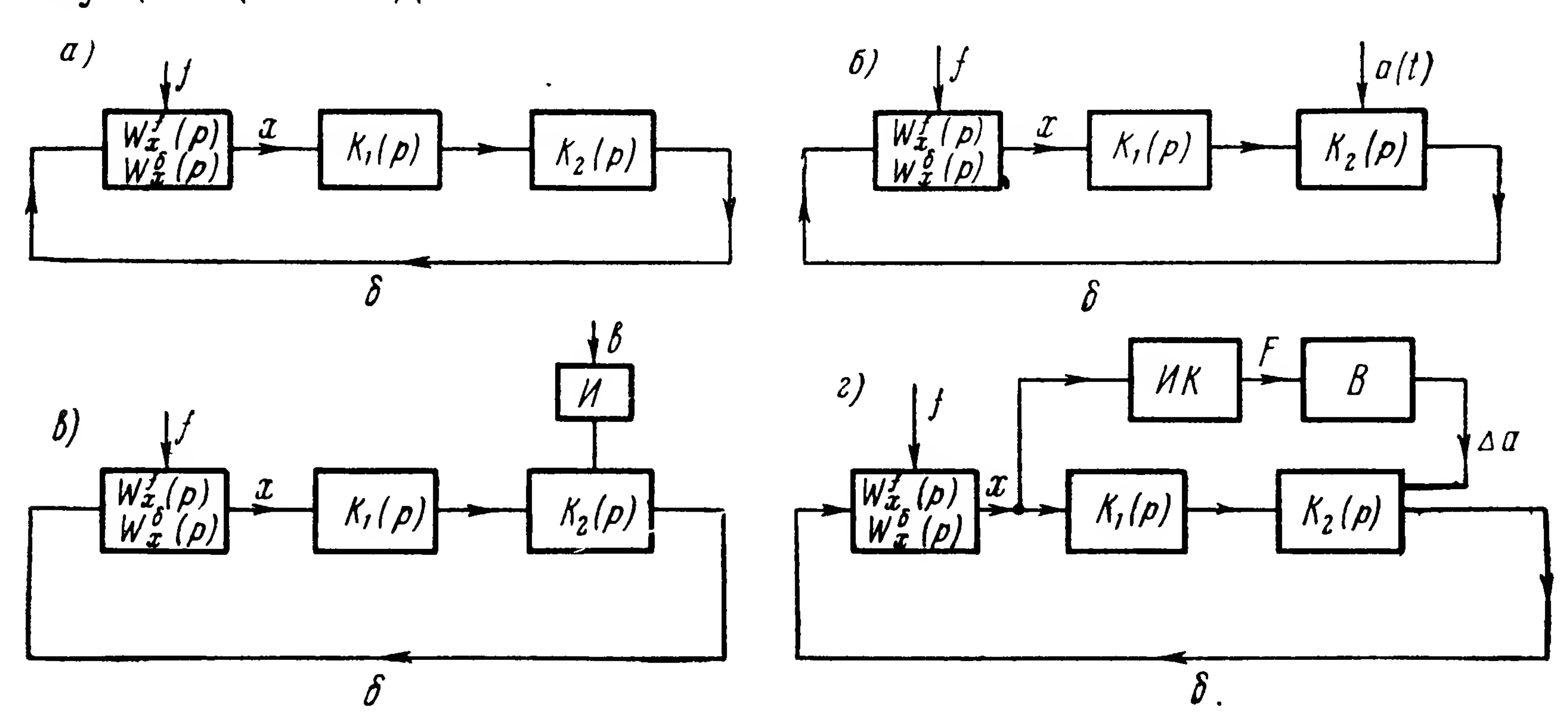


Рис. 11.17. Возможные схемы изменения параметров автопилота:

а — исходная схема автопилота; *б* — программное изменение параметра; *в* — изменение параметра путем измерения внешних условий; *г* — изменение параметра с изменением критерия качества системы

Будем рассматривать систему автоматической стабилизации (рис. 11.17, *а*), состоящую из летательного аппарата с передаточными функциями $W_x^\delta(p)$ и $W_x^f(p)$ (для регулируемой переменной по отношению к управляющему и возмущающему воздействиям соответственно) и автопилота с передаточной функцией $K(p)$. Считаем, что автопилот состоит из неизменяемой части, с передаточной функцией $K_1(p)$ и той части, автоматическим изменением которой можно добиваться настройки системы. Передаточная функция второй части —$K_2(p)$.

Очевидно, что

$$K(p) = K_1(p) K_2(p).$$

Пусть в результате изменения условий полета меняются характеристики $W_x^\delta(p)$ и $W_x^f(p)$ летательного аппарата. Тогда необходимое

изменение $K_2(p)$ принципиально может быть осуществлено разными способами:

а) изменением характеристик автопилота, т. е. функции $K_2(p)$, по определенной заранее заданной программе;

б) изменением характеристик автопилота путем непрерывного измерения факторов, влияющих на свойства летательного аппарата, на основе знания законов этого влияния;

в) изменением характеристик автопилота путем непосредственного измерения какого-либо критерия качества стабилизации и сохранения его значения неизменным или оптимальным.

Первый способ предполагает знание точных законов изменения во времени условий полета (высоты, скорости) и параметров летательного аппарата (веса, момента инерции и т. д.). При этих условиях может быть рассчитана и введена в систему определения программа $a(t)$ изменения параметров автопилота. Здесь имеет место случай программного изменения системы по разомкнутой схеме (рис. 11.17, *б*). Такая схема может быть использована на летательных аппаратах программного действия (например, на баллистической ракете, запускаемой по определенной программе).

Более общим и интересным является второй способ, при использовании которого предполагается известным закон влияния на характеристики летательного аппарата некоторого фактора *в* (рис. 11.17, *в*). Зная указанную зависимость и измеряя величину *в* с помощью дополнительного измерителя *И*, можно вносить соответствующие изменения в автопилот (программа полета при этом может быть любой).

В третьем случае происходит непосредственное измерение показателя качества F (рис. 11.17, *г*) с помощью специального измерителя качества *ИК*. На основании этого измерения вычислителем *В* определяются необходимые изменения Δa параметров автопилота, которые вводятся в него и позволяют сохранить требуемое качество стабилизации F_0. В свою очередь это значение F_0 может быть заданным заранее или должно выбираться оптимальным самой системой. В последней схеме контур самонастройки является замкнутым контуром, входящим в общий контур системы. В этом случае задача имеет наибольший интерес как в отношении возможностей системы, так и сложности ее реализации и исследования.

Перейдем к более детальному рассмотрению некоторых способов и схем самонастройки.

§ 7. АВТОПИЛОТЫ С ИЗМЕНЕНИЕМ ПАРАМЕТРОВ ПО ЗАДАННОЙ ПРОГРАММЕ

При разработке системы стабилизации с программным изменением параметров автопилота необходимо прежде всего определить требуемый вид этой программной зависимости, а затем выбрать практический путь ее реализации в системе. Решение первого вопроса требует

знания законов изменения во времени переменных параметров системы. Такие законы могут быть известны, если используемый летательный аппарат должен совершать определенную заранее заданную программу движения. Именно в таких случаях возможно использование рассматриваемой идеи.

Для определенности дальнейших рассуждений рассмотрим систему стабилизации, схема которой приведена на рис. 11.17, *б*. Будем считать, что автопилот состоит из двух частей $K_1(p)$ и $K_2(p)$, и предполагать, что изменения динамических характеристик $W_x^\delta(p)$ и $W_x^f(p)$ летательного аппарата должны компенсироваться соответствующим изменением параметров второй, изменяемой части автопилота $K_2(p)$. Из сказанного следует, что работа системы протекает в условиях переменности ее параметров, поэтому для точного расчета должны быть использованы специальные методы исследования таких систем*.

Для предварительной оценки требуемых изменений можно воспользоваться принятым ранее методом передаточных функций, полагая, что изменение параметров системы находит свое отражение в изменении коэффициентов в выражениях для передаточных функций. Такой подход соответствует принятию гипотезы «замороженных коэффициентов» (см. гл. II).

Пусть $W_x^{\delta 0}(p)$ и $W_x^{f0}(p)$ — передаточные функции летательного аппарата, отвечающие некоторым исходным условиям, принимаемым за начальные, которым соответствуют исходные передаточные функции автопилота $K_1^0(p)$ и $K_2^0(p)$. Последние определены из условий требуемого качества работы системы стабилизации при исходных условиях полета (см. гл. X). Очевидно, что в этом случае поведение системы при действии внешних возмущений f определяется передаточной функцией $\Phi^0(p)$ замкнутой системы по отношению к этим воздействиям.

Пользуясь формулой (5.6) для $\Phi^0(p)$, можно записать

$$\Phi^0(p) = \frac{W_x^{f0}(p)}{1+W_x^{\delta 0}(p)\,K_1^0(p)\,K_2^0(p)}. \tag{11.4}$$

Совершенно аналогичным образом может быть представлена передаточная функция $\Phi(p)$, соответствующая изменившимся условиям полета

$$\Phi(p) = \frac{W_x^{f}(p)}{1+W_x^{\delta}(p)\,K_1^0(p)\,K_2(p)}. \tag{11.5}$$

Необходимая программа изменения передаточной функции $K_2(p)$ автопилота должна быть определена из условия сохранения динамических свойств замкнутой системы

$$\Phi(p) = \Phi^0(p)$$

* Шаталов А. С. Инженерные методы линейной теории систем управления с переменными параметрами. «Автоматическое управление и вычислительная техника». Вып. 3. Машгиз, 1960.

или, приравнивая уравнения (11.4) и (11.5), получим

$$\frac{W_x^f(p)}{1+W_x^\delta(p)K_1^0(p)K_2(p)}=\frac{W_x^{f_0}(p)}{1+W_x^{\delta_0}(p)K_1^0(p)K_2^0(p)}. \quad (11.6)$$

Полученное соотношение является исходным при решении задач искусственного изменения параметров автопилота в зависимости от внешних условий.

Из соотношения (11.6) находим значение передаточной функции автопилота

$$K_2(p)=\frac{\Delta W_x^f(p)+W_x^f(p)W_x^{\delta_0}(p)K_1^0(p)}{W_x^{f_0}(p)W_x^\delta(p)K_1^0(p)}, \quad (11.7)$$

где $\Delta W_x^f(p)=W_x^f(p)-W_x^{f_0}(p)$ — изменение передаточной функции летательного аппарата.

При разработке автопилота с переменными параметрами полученное соотношение (11.7) или (11.6) должно быть выполнено с достаточной точностью. Отметим, что обычно указанные соотношения не могут быть точно выполнены путем изменения незначительного числа параметров автопилота. В этом случае приходится решать задачу наилучшего приближения левой части соотношения (11.6) к правой, выбирая определенные варьируемые параметры передаточной функции $K_2(p)$.

И, наконец, в том случае, когда такое приближение не может быть осуществлено, следует заключить, что принятый путь изменения параметров не может обеспечить сохранение неизменного качества работы системы стабилизации с приемлемой точностью. Программное изменение параметров автопилота используется при построении схем управления и стабилизации реактивных снарядов. Так, например, при движении ракеты по траектории коэффициенты k и k_1, входящие в закон регулирования, при регулируемой переменной и ее производной переключаются по заранее заданному закону на все меньшие значения*.

Это позволяет сохранять характеристики устойчивости и управляемости системы при уменьшении момента инерции ракеты (вследствие выгорания топлива) и изменении эффективности рулей (с изменением высоты полета).

§ 8. АВТОПИЛОТЫ С ИЗМЕНЕНИЕМ ПАРАМЕТРОВ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ УСЛОВИЙ ПОЛЕТА

Метод программного изменения параметров схемы обладает существенным недостатком, так как он требует предварительного знания определенной программы движения летательного аппарата и точной

* Найленд. Самонастраивающаяся система управления для большой упругой ракеты. «Вопросы ракетной техники», № 1, 1962.

ее реализации, а также предварительного определения законов изменения характеристик летательного аппарата. Отклонения от заданной программы полета в существенной мере обесценивают такой метод коррекции свойств системы автоматической стабилизации.

Более гибким и практически ценным считается другой путь (рис. 11.17, *в*), сводящийся к непрерывному измерению факторов, влияющих на характеристики системы. Ограничимся практически наиболее интересным случаем, когда регистрируемым параметром, определяющим свойства летательного аппарата, является величина скоростного напора.

При движении летательного аппарата могут значительно изменяться условия полета и его динамические характеристики. Особенно значительные изменения аэродинамических коэффициентов и эффективности органов управления имеют место при движении летательного аппарата с околозвуковыми скоростями и при быстром изменении высоты полета.

Тем не менее автопилот должен обеспечивать необходимое качество стабилизации во всем диапазоне возможных изменений характеристик летательного аппарата. В зарубежной печати отмечается, что для высокоманевренных скоростных самолетов, не удается обеспечить требуемое качество стабилизации выбором определенной структуры автопилота и его основных параметров.

Возможным способом обеспечения нужного качества в достаточно широком диапазоне считается автоматическое изменение параметров автопилота в зависимости от скорости и высоты полета. При этом наиболее удобной, практически контролируемой величиной считается величина динамического напора

$$q = \frac{\rho V^2}{2},$$

однозначно зависящая от обеих указанных переменных.

В качестве примеров автопилотов, использующих такой принцип, можно указать на автопилоты для сверхзвуковых истребителей *E*-10 (фирмы Миннеаполис-Хоннинуел) и *L*-10 (фирмы ЛИР)*. При этом возможны два основных принципиальных пути введения сигналов, обеспечивающих изменение параметров автопилота.

В первом случае (рис. 11.18, *а*) сигнал, зависящий от скоростного напора, используется для изменения передаточных чисел автопилота. Во втором случае (рис. 11.18, *б*) с помощью указанного сигнала изменяется передаточное число в цепи обратной связи канала стабилизации.

Зарубежные специалисты считают второй способ более рациональным, так как здесь незначительные изменения вспомогательного

---

* Журналы American Aviation, January, 1955. Aviation Week, January, 1955.

сигнала вызывают значительные изменения сигнала обратной связи и существенно изменяют динамические характеристики системы летательный аппарат — автопилот.

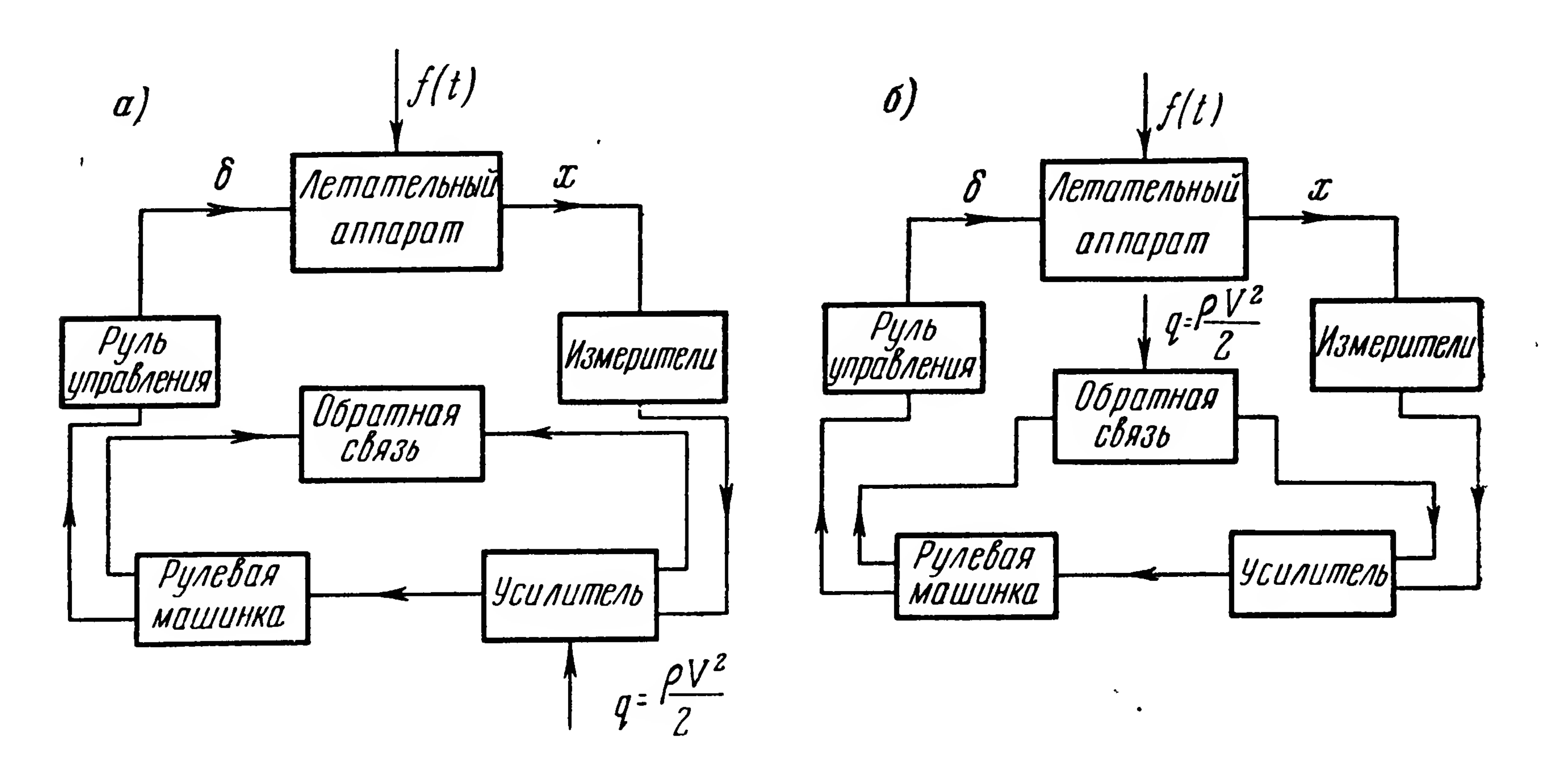


Рис. 11.18. Возможные схемы ввода величины скоростного напора:
а — в усилитель автопилота; *б* — в цепь обратной связи

На рис. 11.19 приведена схема, изменяющая параметры обратной связи в зависимости от скоростного напора*. При полете летательного аппарата по заданной траектории контакт *К* перекладывается сим-

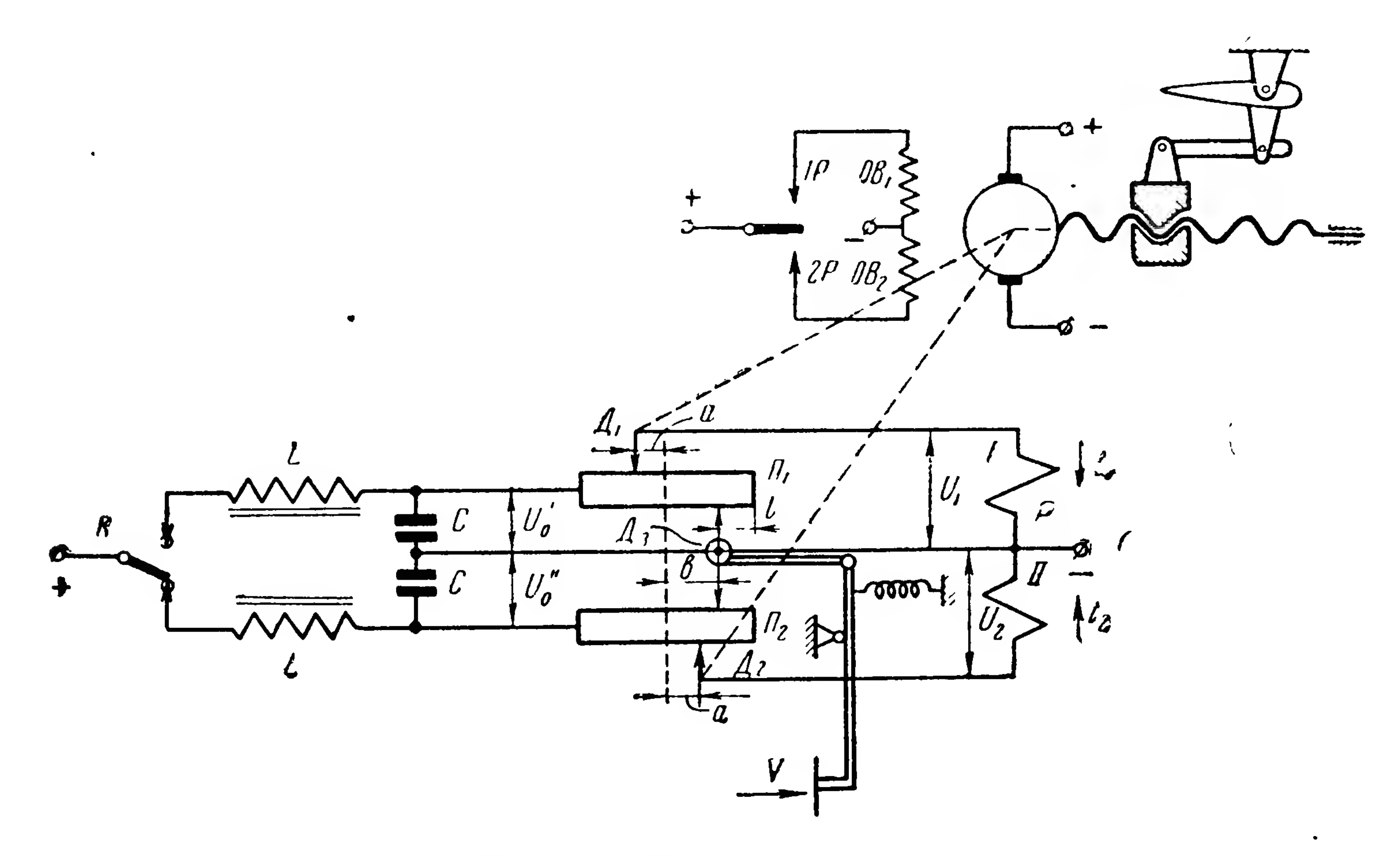


Рис. 11.19. Схема введения скоростного напора

* Рассматриваемая схема применялась в летательном аппарате Hs-293 и списана в книге Ф. Мюллера «Телеуправление». Изд-во иностр. лит-ры, 1957.

метрично с частотой около 10 *гц*. Фильтр LC выделяет постоянную составляющую и первую гармонику прямоугольных импульсов. При этом постоянные составляющие напряжений U'_0 и U''_0, подаваемых на потенциометры $П_1$ и $П_2$, равны между собой. Щетки $Д_1$ и $Д_2$ занимают одинаковое положение относительно потенциометров и на обмотки реле P подается только переменная составляющая. Якорь реле P также перекладывается симметрично, подавая через контакты $1P$ и $2P$ напряжение на обмотки возбуждения OB_1 и OB_2 двигателя. Руль летательного аппарата, связанный через винтовую передачу с якорем двигателя, за счет инерции системы не будет получать сколько-нибудь заметного отклонения. При отклонении летательного аппарата от заданной траектории симметрия переключения контакта нарушается, в результате чего постоянные составляющие напряжения U'_0 и U''_0 уже не будут равны друг другу. Под действием разности токов i_1 и i_2 в обмотках реле контакты $1P$ и $2P$ будут переключаться несимметрично и якорь двигателя получит вращение в необходимую сторону. Одновременно с движением руля начинают перемещаться связанные с ним щетки $Д_1$ и $Д_2$, причем эти щетки перемещаются в противоположные стороны, осуществляя обратную связь. Вращение якоря двигателя происходит до тех пор, пока токи i_1 и i_2 не станут равны друг другу. Таким образом, осуществляется пропорциональная зависимость между сигналом, подаваемым на схему, и углом отклонения руля.

Для изменения параметров системы в схеме имеется простейший датчик скоростного напора. Датчик скоростного напора представляет собой пластину, находящуюся в воздушном потоке, на которую воздействует сила лобового сопротивления

$$X_п = C_{xп} \frac{\rho V^2}{2} = C_{xп}\, q,$$

в результате чего перемещение l сдвоенной щетки $Д_3$ оказывается пропорциональным скоростному напору. Иными словами

$$l = kq,$$

где k — коэффициент пропорциональности.

Будем считать для простоты, что потенциометры имеют равномерную намотку, а сопротивления обмоток реле много больше сопротивления потенциометра. При этом характеристики потенциометров линейны и можно записать для постоянных составляющих

$$U_1 = \frac{U'_0}{L+b}(b+a); \quad U_2 = \frac{U''_0}{L+b}(b-a),$$

где a — перемещение щеток $Д_1$ и $Д_2$ от среднего положения;
b — перемещение щеток $Д_3$ от среднего положения;
L — длина половины потенциометра.

Работа схемы происходит под действием разности этих напряжений, т. е.

$$U_1 - U_2 = \frac{U_0'}{L+b}(b+a) - \frac{U_0''}{L+b}(b-a)$$

или

$$U_1 - U_2 = \frac{U_0'(b+a) - U_0''(b-a)}{L+b}.$$

Отклонение руля прекращается тогда, когда разность $(U_1 - U_2)$ становится равной нулю. При этом

$$U_0'(b+a) = U_0''(b-a).$$

Последнее выражение можно переписать в виде

$$\frac{b-a}{b+a} = A, \tag{11.8}$$

где

$$A = \frac{U_0'}{U_0''}.$$

В том случае, когда сигнал на вход схемы не подается, $U'_0 = U''_0$ и величина $A=1$. Следовательно, перемещение движков потенциометров a равно нулю и руль занимает среднее положение независимо от скоростного напора. При отклонении летательного аппарата от заданной траектории $A \neq 1$ и на основании выражения (11.8) получаем

$$a = \frac{b(1-A)}{1+A}.$$

Учитывая, что

$$b = L - l = L - kq,$$

находим

$$a = \frac{(L-kq)(1-A)}{1+A}.$$

Таким образом, перемещение щеток $Д_1$ и $Д_2$ от среднего положения, а следовательно, и перемещение рулей зависят от величины сигнала, подаваемого на схему, и от значения скоростного напора q. При том же самом отклонении летательного аппарата, определяемого величиной A, с увеличением скоростного напора угол поворота руля уменьшается.

§ 9. НЕКОТОРЫЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ САМОНАСТРАИВАЮЩИХСЯ АВТОПИЛОТОВ

Дальнейшим развитием автопилотов с параметрами, изменяющимися в зависимости от условий полета, являются самонастраивающиеся автопилоты.

Рассматривая принципы построения самонастраивающихся автопилотов будем ограничиваться, как уже указывалось в гл. XI, § 6, случаем, когда структура системы остается неизменной, а изменяются лишь некоторые ее параметры.

Изменение качества работы системы стабилизации летательного аппарата при изменении условий полета может быть вызвано изменением динамических характеристик летательного аппарата, некоторых элементов автопилота и характера внешних возмущающих воздействий. В связи с этим реализация самонастраивающейся системы может иметь своей целью устранение вредного влияния какого-либо одного из этих факторов или всех вместе. Поэтому следует различать применение принципа самонастройки для компенсации изменений системы или изменения внешних возмущений (а также общий случай одновременного решения указанных задач).

В любом из таких случаев можно указать два пути создания самонастраивающегося автопилота. Первый путь состоит в сохранении неизменным значения некоторого критерия качества работы системы стабилизации. Здесь происходит сравнение действительных характеристик системы стабилизации с некоторыми эталонами, формируется сигнал рассогласования и на его основе вводится соответствующее изменение в схему автопилота. Принципиальная схема такой системы приведена на рис. 11.20, *а*. Объект регулирования, характеризуемый передаточными функциями $W_x^f(p)$ и $W_x^\delta(p)$, и часть автопилота с передаточной функцией $K_1(p)$ образуют систему, свойства которой могут изменяться при изменении условий работы.

Динамические характеристики системы, определяемые по изменениям одной из координат системы (например, координаты x_1), сравниваются с изменениями выходной координаты x_2 эталонного элемента *Э* с помощью сравнительного устройства *СУ*. Результаты сравнения поступают на вычислительное устройство *ВУ*, которое и формирует необходимый закон изменения параметров *a*, корректирующей части автопилота.

В качестве сравниваемых динамических характеристик замкнутой системы стабилизации и эталона могут быть приняты, например, частотные характеристики; показатели качества переходного процесса — интегральные показатели, затухание, колебательность и т. п.* В зависимости от выбранных характеристик и принятого метода их сравнения меняются принципы и устройство элементов сравнения и вычислений. Действующая по такому принципу система автоматически измеряет различие действительных и желаемых (эталонных) характеристик, которое устраняется изменением корректирующей части автопилота.

---

* Фельдбаум А. А. Вычислительные устройства в автоматических системах. Гл. XIV и XV. Физматгиз, 1959.

Другой путь построения самонастраивающейся системы заключается в построении экстремальной системы, автоматически измеряющей определенный критерий качества и осуществляющей такое изменение параметров автопилота, которое соответствовало бы установлению экстремального значения выбранного критерия. В этом случае (рис. 11.20, *б*) измерение экстремума измерителем *ИЭ* и отклонений от него может и не требовать использования специального эталона.

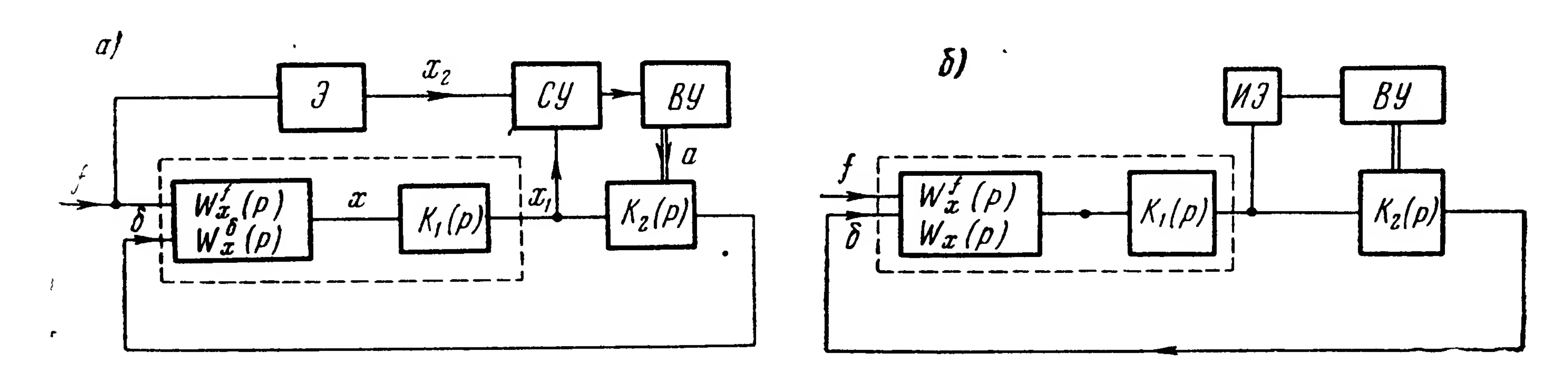


Рис. 11.20. Схемы самонастраивающихся автопилотов с автоматическим изменением параметров:

а — с использованием эталонной модели; *б* — с измерением критерия качества стабилизации

Рассматривая применение принципов самонастройки в системах автоматической стабилизации летательных аппаратов, следует подчеркнуть одну особенность, затрудняющую распространение общих идей самонастройки на эти задачи. Эта особенность состоит в практической трудности непосредственного измерения возмущений $f(t)$, действующих на летательный аппарат. В результате этого можно использовать те схемы, в которых необходимые сведения о возмущениях могут быть получены по наблюдению за какими-либо из координат системы.

Рассмотрим некоторые примеры схем, использующих принципы самонастройки. На рис. 11.21, *а* приведена схема автомата стабилизации вращательного движения летательного аппарата, использующая эталонную модель *Э*.

Отклонения летательного аппарата *ЛА* от заданного режима измеряются гировертикалью *ГВ* и гиротахометром *ГТ**. Полученные сигналы, суммируясь, через дополнительный генератор колебаний *МВ* поступают на рулевую машинку *РМ*, воздействующую на рули летательного аппарата. Таким образом формируется основной контур замкнутой системы автоматической стабилизации.

Одновременно с этим сигнал гировертикали поступает на эталонный элемент *Э*, свойства которого подобраны так, что связь между его выходной и входной координатами представляет желаемую зависимость скорости движения летательного аппарата и угла его отклонения, измеряемого той же гировертикалью. Использование сигнала гировер-

* Клэсс. Самонастраивающийся автопилот. «Вопросы ракетной техники», № 5, 1959.

тикали в качестве входного воздействия для эталона обусловлено невозможностью непосредственного измерения возмущений $f(t)$ и ввода их в эталон. Таким образом, в данном случае эталонной моделью является лишь часть системы.

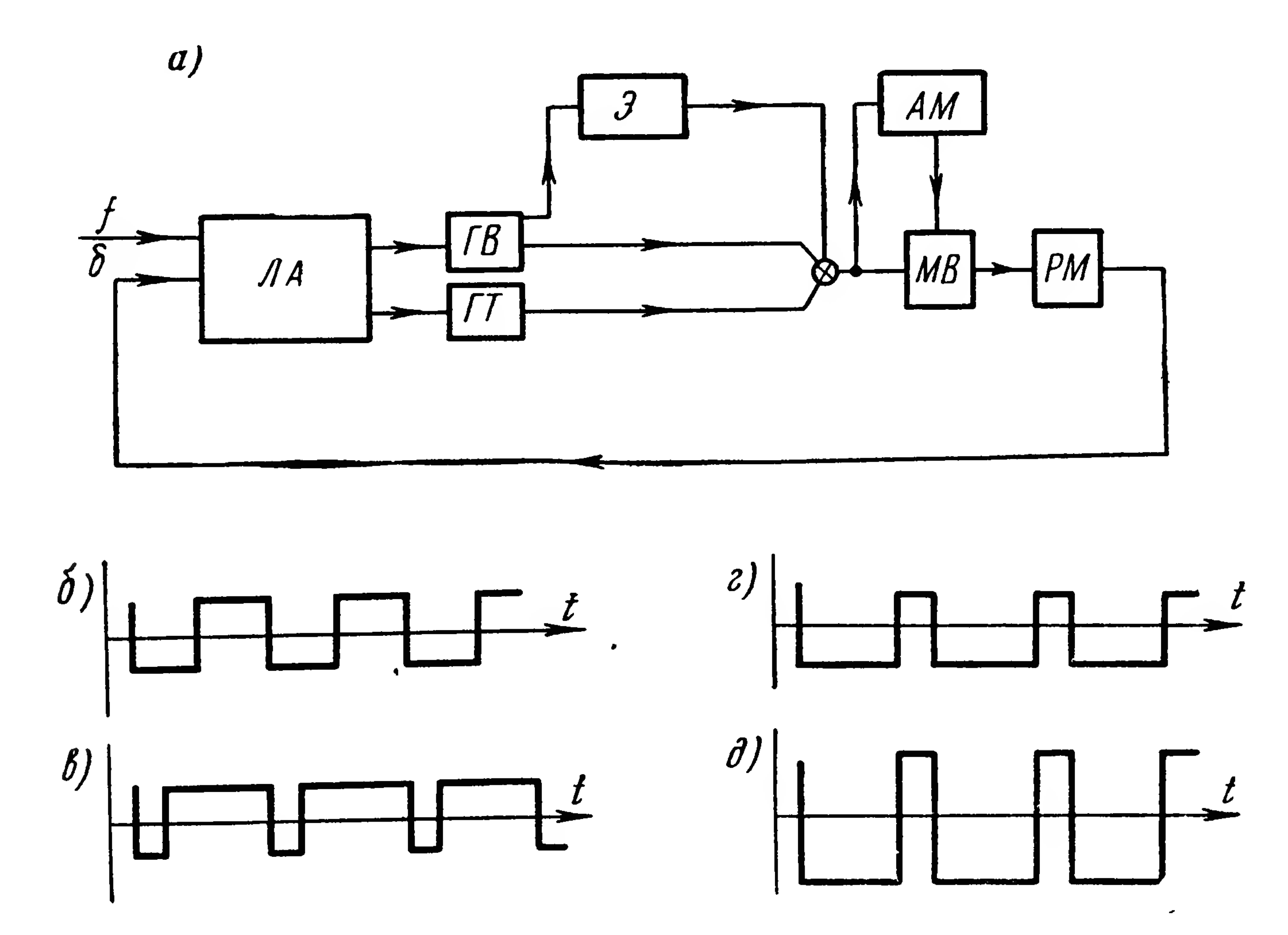


Рис. 11.21. Схема работы самонастраивающегося автопилота;
а — схема автопилота; *б*, *в*, *г* и *д* — сигналы на выходе мультивибратора в различных режимах работы системы

Если отсутствует отклонение летательного аппарата от заданного режима полета, то сигнал, снимаемый с гиротахометра, равен нулю. Генератор колебаний — мультивибратор задает импульсы с частотой 4—6 *гц*, причем длительность положительного и отрицательного импульсов одинакова (см. рис. 11.21, *б*). Рулевая машинка перемещает рули в одном, а затем в другом направлении. Среднее значение момента, развиваемого рулями, равно нулю. Если летательный аппарат отклоняется от заданного положения, то сигнал, подаваемый на мультивибратор, заставляет оставаться его в одном крайнем состоянии дольше, чем в другом. При этом при перемещении рулей в одну сторону подается более продолжительный импульс, чем в другую (рис. 11.21, *в* и *г*). Создается момент, возвращающий летательный аппарат в исходное положение. Сигнал, поступающий на мультивибратор, является алгебраической суммой сигнала с гиротахометра, пропорционального скорости отклонения летательного аппарата от заданного положения, и сигнала с эталонной модели, пропорционального скорости, с которой возвращался бы аппарат, имеющий требуемые характеристики (частоту собственных колебаний, затухание и т. д.). Если летательный аппарат возвращается в первоначальное положение с угловой скоростью, которая соответствует скорости, задаваемой эталоном, то

сигнал рассогласования, подаваемый на мультивибратор, равен нулю и рули перемещаются симметрично. Если же между угловыми скоростями летательного аппарата и скоростью, задаваемой эталоном, имеется рассогласование, то симметрия перекладки рулей нарушается и возникает момент, стремящийся ликвидировать это рассогласование.

За счет дополнительного устройства происходит компенсация изменения эффективности рулей при различных режимах полета. Как известно, момент, развиваемый рулями, зависит от скорости и высоты полета, числа M и угла отклонения рулей. В процессе работы системы рули колеблются с одинаковой амплитудой, вызывая небольшие колебания аппарата. При изменении условий полета амплитуда колебаний изменяется, так как изменяется эффективность рулей. Амплитудный модулятор *АМ* сравнивает величину амплитуды сигнала гиротахометра с контрольным сигналом и при их несоответствии изменяет коэффициент усиления системы, т. е. увеличивает или уменьшает амплитуды импульсов мультивибратора (рис. 11.21, *д*). В результате этого изменяются углы отклонения рулей и, следовательно, изменяется величина среднего момента, развиваемого рулями. Таким образом, эффективность рулевого управления остается приблизительно постоянной, несмотря на изменения условий полета.

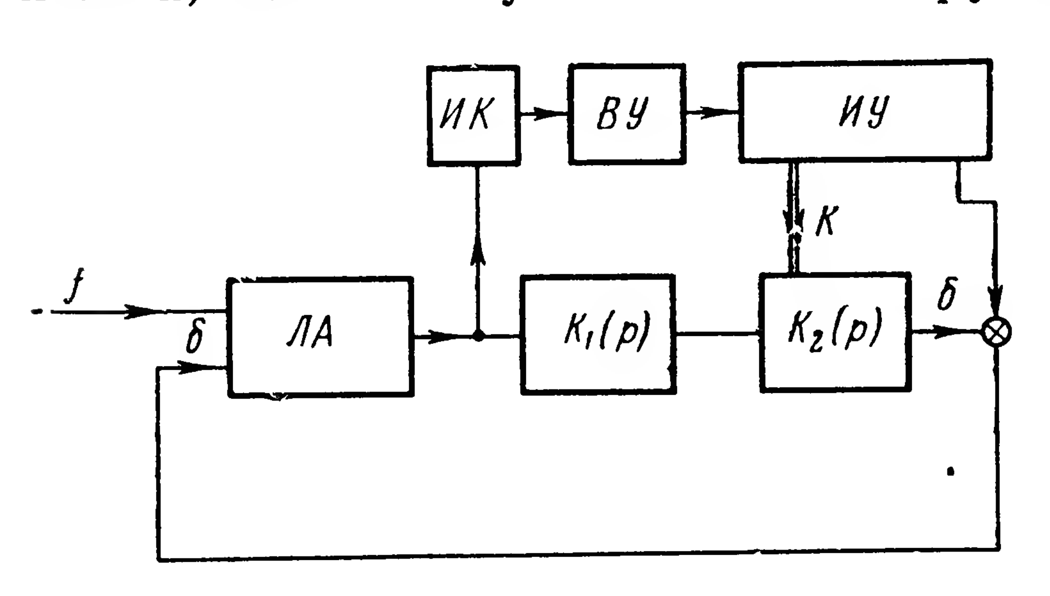


Рис. 11.22. Схема самонастраивающегося автопилота

В качестве примера систем экстремального типа рассмотрим схему, приведенную на рис. 11.22. В этой схеме осуществляется автоматический подбор коэффициента усиления системы, обеспечивающего наилучшее качество переходного процесса. С этой целью с помощью специального исполнительного устройства *ИУ* периодически изменяется коэффициент усиления k или какие-либо другие параметры автопилота. Одновременно на рули подается кратковременный импульс. Качество переходного процесса, возникающего под действием этого импульса, принимается за показатель экстремума и определяется устройством *ИК*. Коэффициент усиления устанавливается таким, при котором этот показатель экстремума наилучший. Для поиска экстремума удобно применить схему со ступенчатым изменением входной координаты. При этом коэффициент усиления автопилота периодически получает дискретные приращения Δk. После подачи импульса замеряется показатель экстремума x_n. Величина x_n сравнивается с помощью вычислительного устройства *ВУ* с показателем x_{n-1}, который был зафиксирован запоминающим устройством до приращения коэффициента усиления. После этого дается новое приращение коэффициента усиле-

ния Δk_{n+1}, знак которого определяется в зависимости от предыдущего приращения Δk_n и знака величины $\Delta x_n = x_n - x_{n-1}$. При этом поиск экстремума происходит согласно графикам и таблице, показанным на рис. 11.23. Рассмотренный принцип позволяет находить экстремум не только при изменении коэффициента усиления, но и при изменении других параметров автопилота, например коэффициентов при производных. Сначала находится экстремум только при изменении коэффициента усиления системы, а затем находится экстремум при неизменном коэффициенте усиления и при изменяющихся коэффициентах при производных. После этого процесс продолжается в той же последовательности. В результате система сама выбирает параметры, обеспечивающие протекание переходного процесса согласно выбранным качественным показателям. За показатель экстремума можно выбрать величину перерегулирования, площадь или квадрат площади кривой переходного процесса и т. д.

ΔK_n	Δx	ΔK_{n+1}
+	+	+
+	−	−
−	+	−
−	−	+

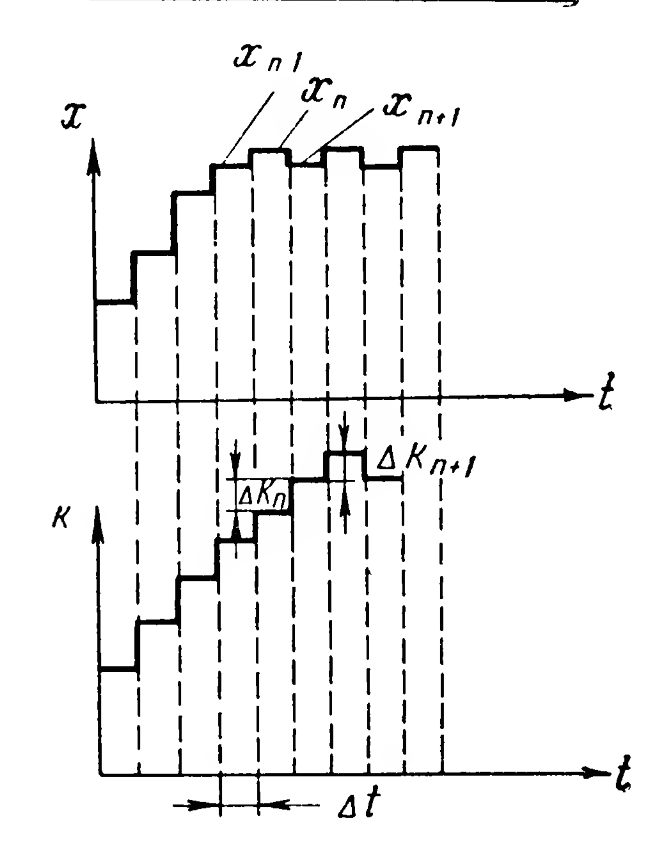


Рис. 11.23. К пояснению работы самонастраивающегося автопилота

Рассмотренная выше схема самонастраивающегося автопилота с экстремальной настройкой использует периодическое, шаговое измерение выбранного критерия качества и такое же изменение параметров системы. Однако экстремальная самонастройка может быть осуществлена и в условиях непрерывной работы системы.

В этом случае прежде всего должно осуществляться непрерывное измерение отклонений значения критерия качества от его оптимального значения. Среди различных возможных методов решения этой задачи наиболее разработанным в настоящее время является метод градиента, сущность которого сводится к следующему*. Пусть имеется некоторая функция $F(x_1, x_2, \ldots x_n)$ независимых переменных $x_1, x_2, \ldots x_n$. Известно, что при данных условиях эта функция имеет экстремум, соответствующий некоторым значениям $x_1, x_2^0, \ldots x_n^0$ аргументов. При этом сами значения x_1^0 ; x_2^0 ; ... x_n^0, так же как и экстремальная величина F^0, неизвестны и могут меняться с течением времени в зависимости от условий работы. Задача состоит в автоматическом отыскании точки экстремума и непрерывном следовании за ней в процессе работы системы. Для этого скорости $\dot{x}_i$ изменения аргументов

* Красовский А. А. Динамика непрерывных систем экстремального регулирования, основанных на методе градиента. Известия АН СССР ОТН. «Энергетика и автоматика», № 3, 1959.

автоматически (за счет надлежащего выбора структуры и параметров схемы) устанавливаются пропорциональными значениям соответствующих частных производных

$$\dot{x}_i = a_i \frac{\partial F}{\partial x_i} \quad (i = 1,\ 2 \ldots n),$$

т. е. составляющих вектора градиента функции F.

Здесь a — постоянный коэффициент ($a>0$, если ищется максимум и $a<0$, если ищется минимум). В этом случае работа системы автоматического поиска экстремума (рис. 11.24) протекает так, что полная производная

$$\frac{dF}{dt} = \sum_{i=1}^{n} \frac{\partial F}{\partial x_i} \dot{x}_i = \sum_{i=1}^{n} a_i \left(\frac{\partial F}{\partial x_i} \right)^2$$

всегда принимает только положительные значения (в случае максимума) и обращается в нуль лишь при условиях

$$\frac{\partial F}{\partial x_i} = \dot{x}_i = 0 \ (i = 1,\ 2 \ldots n),$$

отвечающих точке экстремума. Следовательно, F является возрастающей функцией времени и возможным состоянием равновесия системы является положение экстремума функции.

Как видно из структурной схемы (рис. 11.24) и приведенного описания, применение метода градиента требует прежде всего непрерывного измерения частных производных. Одним из возможных методов решения этой задачи является метод синхронного детектирования*.

Рассматривая сущность метода, ограничимся для простоты случаем вычисления одной из частных производных, полагая все другие аргументы функции F фиксированными постоянными. Будем определять

Рис. 11.24. Схема непрерывной самонастраивающейся системы, работающей по методу градиента

* Иванов В. Н. Об определении частных производных функции многих переменных в системах автоматического управления. Известия АН СССР ОТН. «Энергетика и автоматика», № 4, 1960.

значение $\left(\frac{\partial F}{\partial x_i}\right)^*$ частной производной при некотором определенном значении $x=x_1^*$ аргумента. С этой целью искусственно добавим к входному сигналу x_1 дополнительный сигнал (рис. 11.25)

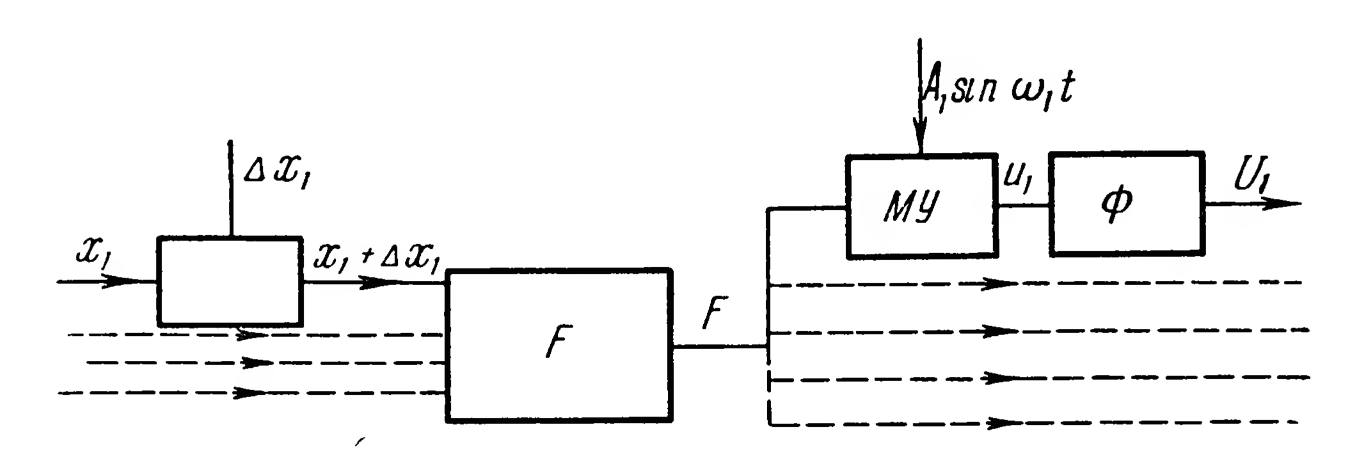


Рис. 11.25. Схема измерения частной производной

$$\Delta x_1 = A_1 \sin \omega_1 t.$$

Тогда значения $F(x_1+\Delta x_1)$ функции получат дополнительные изменения. Разложим функцию F в ряд по степеням Δx_1 в окрестности точки $x_1=x_1^*$

$$F = F^* + \left(\frac{\partial F}{\partial x_1}\right)^* \Delta x_1 + \left(\frac{\partial^2 F}{\partial x_1^2}\right)^* \Delta x_1^2 + \ldots =$$

$$= F^* + \left(\frac{\partial F}{\partial x_1}\right)^* A_1 \sin \omega_1 t + \left(\frac{\partial^2 F}{\partial x_1^2}\right)^* A_1^2 \sin^2 \omega_1 t + \ldots$$

Далее выходной сигнал F умножим на переменный сигнал $\sin \omega_1 t$ того же вида. На выходе множительного устройства $МУ$ имеем

$$U_1 = F^* \sin \omega_1 t + \left(\frac{\partial F}{\partial x_1}\right)^* A_1 \sin^2 \omega_1 t + \left(\frac{\partial^2 F}{\partial x_1^2}\right)^* \sin^3 \omega_1 t + \ldots =$$

$$= F^* \sin \omega_1 t + \frac{1}{2} A_1 \left(\frac{\partial F}{\partial x_1}\right)^* - \frac{1}{2} A_1 \left(\frac{\partial F}{\partial x_1}\right)^* \cos 2\,\omega_1 t + \ldots$$

Если теперь подобрать значение частоты ω_1 дополнительных сигналов значительно выше возможных частот изменения основного сигнала x_1 (t) и пропустить U_1 через фильтр Φ, фильтрующий колебания частоты ω_1 и более высоких, то на выходе получим сигнал

$$U_1 \approx \frac{1}{2} A_1 \left(\frac{\partial F}{\partial x_1}\right)^*,$$

приближенно пропорциональный значению искомой частной производной. Аналогичным образом могут быть измерены и частные производные по другим аргументам x_i. Таким образом реализуется вычислительное устройство, указанное на рис. 11. 24.

Использование принципа синхронного детектирования (или иного измерения частных производных) позволяет получить самонастраивающуюся систему с экстремальной настройкой (рис. 11. 26). В этой схеме неуправляемой частью системы является летательный аппарат и неконтролируемая часть автопилота. Система включает в себя управляемую часть, под которой понимается тот элемент автопилота, параметр a которого (или несколько из них) изменяется в соответствии с требованиями самонастройки.

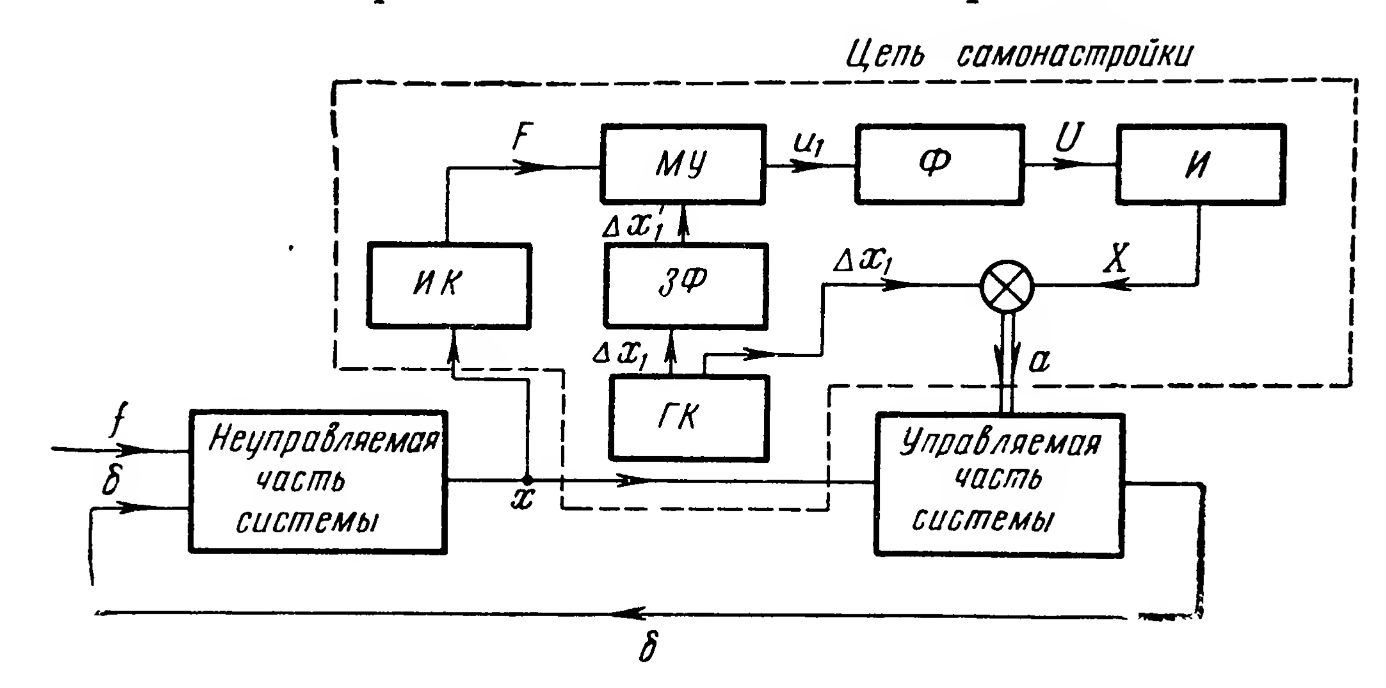


Рис. 11.26. Самонастраивающая система, работающая по методу градиента

При работе схемы измерением координаты x с помощью индикатора качества $ИК$ определяется текущее значение критерия качества. За критерий качества принимаем функцию $F(x_1;\ x_2;\dots\ x_n)$.

Генератор колебаний $ГК$ создает дополнительные колебания Δx_1, необходимые для измерения частной производной $\frac{dF}{da}$ от функции F по варьируемому параметру a. Множительное устройство $МУ$ и фильтр $Ф$ решают задачи, рассмотренные при описании принципа синхронного детектирования (см. рис. 11.25). Интегратор $И$ включен в цепь в соответствии с описанным выше методом градиента (см. рис. 11.24). Кроме названных элементов, в контур самонастройки включен запаздывающий фильтр $ЗФ$. Применение его вызвано тем, что колебания переменной F запаздывают по отношению к возбуждающим их колебаниям параметра a. Это запаздывание определяется инерционностью основной замкнутой системы. Для работы схемы в соответствии с принципом синхронного детектирования колебания Δx и Δx_1 должны протекать в фазе.

Описанная система производит автоматическое измерение величины F и настраивает значение параметра a, обеспечивающее получение экстремального значения F при любых изменениях как системы, так и характера внешних возмущений $f(t)$. Таким образом, система является самонастраивающейся по отношению к изменению как собственных характеристик, так и возмущающих воздействий. Аналогичный прин-

цип может быть распространен и на случай настройки нескольких параметров автопилота.

Принцип экстремальной самонастройки может быть использован и в сочетании с эталонными моделями. В этих случаях самонастройка системы сводит к минимуму различия между выбранными характеристиками системы и эталона*. Таким образом, сохраняются неизменными требуемые свойства системы летательный аппарат — автопилот вне зависимости от изменения окружающих условий и параметров системы.

Критерием количественной оценки работы системы стабилизации может служить, например, основная собственная частота системы, которая косвенно связана со степенью устойчивости системы и характеризует качество стабилизации. Контур самонастройки устанавливает значение этой частоты в соответствие с заданным значением, определяемым условиями полета.

§ 10. О СИСТЕМАХ СТАБИЛИЗАЦИИ, ИНВАРИАНТНЫХ ПО ОТНОШЕНИЮ К ВОЗМУЩАЮЩИМ ВОЗДЕЙСТВИЯМ

Одним из эффективных методов увеличения точности работы систем автоматической стабилизации является использование при их построении принципа инвариантности**. Структуру и параметры системы выбирают так, чтобы ее выходная координата оказывалась частично или полностью инвариантной (независимой) от внешних воздействий. Для выяснения возможности создания системы стабилизации летательного аппарата, инвариантной по отношению к внешним возмущениям, обратимся к рис. 11.27, *а*, где обозначено: $W_{\text{ла}}(p)$ — передаточная функция летательного аппарата; $W_{\text{и}}(p)$, $W_{\text{у}}(p)$ и $W_{\text{р·м}}(p)$ — передаточные функции соответственно измерителей, усилителя и рулевой машинки. Усилитель и рулевая машинка могут иметь корректирующие цепи.

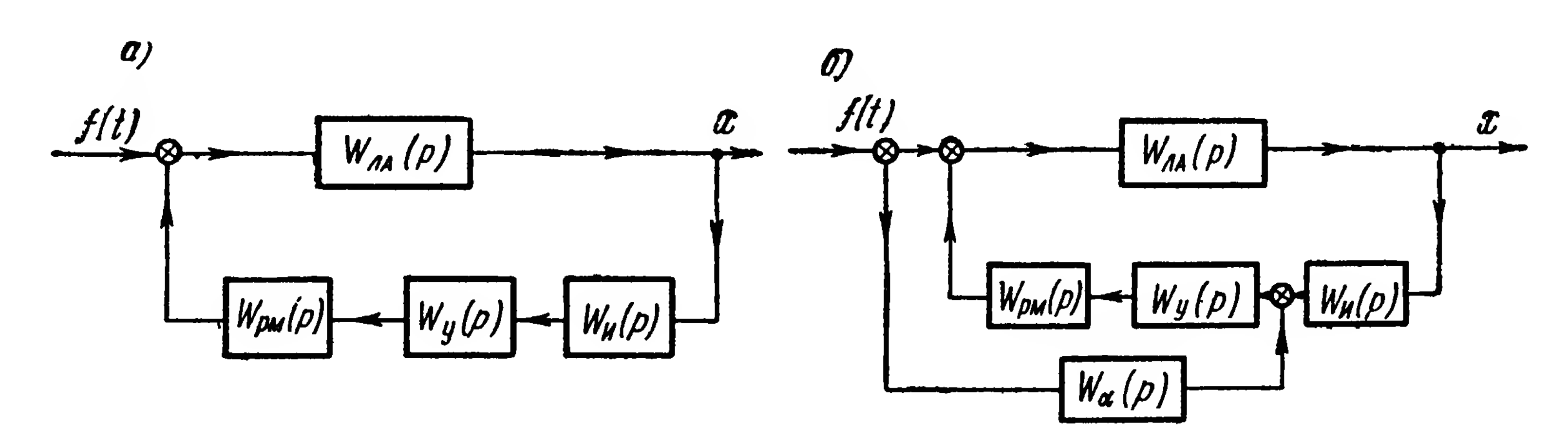


Рис. 11.27. Схемы системы стабилизации:

а — обычная система; *б* — система стабилизации, инвариантная по отношению к возмущениям с непосредственным измерением этих возмущений

* K. J. Mc. Grath; V. Rajaraman; V. C. Rideout. A Parameter Perturbation Adaptive Control System. IRE Transactions on Automatic Control. vol. AC-6. № 2, May, 1961.

** Кухтенко А. И. Проблема инвариантности в автоматике. ГИТЛ УССР, 1963.

Передаточная функция замкнутой системы по отношению к возмущающему воздействию $f(t)$ имеет вид

$$\Phi_x^f(p) = \frac{W_{\text{ла}}(p)}{1+W_{\text{ла}}(p)\,W_{\text{р. м}}(p)\,W_{\text{у}}(p)\,W_{\text{и}}(p)}.$$

При воздействии на систему внешнего возмущения будет происходить изменение выходной координаты x.

Допустим, что в схему введена дополнительная связь с передаточной функцией $W_\alpha(p)$ (см. рис. 11.27, *б*).

При соответствующем включении звена $W_\alpha(p)$ можно записать

$$\Phi_x^f(p) = \frac{W_{\text{ла}}(p)\,[1-W_{\text{у}}(p)\,W_{\text{р. м}}(p)\,W_\alpha(p)]}{1+W_{\text{ла}}(p)\,W_{\text{и}}(p)\,W_{\text{у}}(p)\,W_{\text{р. м}}(p)}$$

или

$$x = \frac{W_{\text{ла}}(p)\,[1-W_{\text{у}}(p)\,W_{\text{р. м}}(p)\,W_\alpha(p)]}{1+W_{\text{ла}}(p)\,W_{\text{и}}(p)\,W_{\text{у}}(p)\,W_{\text{р. м}}(p)}\,f.$$

Если выбрать

$$W_\alpha(p) = \frac{1}{W_{\text{у}}(p)\,W_{\text{р. м}}(p)}, \qquad (11.9)$$

то $x=0$ при любых изменениях внешнего возмущения f.

Отметим, что реализация схемы, показанной на рис. 11.27, *б*, предполагает измерение возмущения f. Это затрудняет практическое ее использование, так как возмущения, действующие на летательный аппарат, можно измерить лишь косвенно и то в некоторых частных случаях. Так, например, возмущающие порывы ветра изменяют углы атаки и скольжения летательного аппарата. Измерив это изменение, можно судить о возмущениях, возникающих в результате турбулентности атмосферы.

Другая трудность реализации инвариантной схемы системы стабилизации заключается в невозможности простыми средствами осуществить зависимость (11.9). Пусть, например,

$$W_{\text{у}}(p) = \frac{k_{\text{у}}}{T_{\text{у}}p+1} \text{ и } W_{\text{р.м}}(p) = \frac{k_{\text{р.м}}}{T_{\text{р. м}}p+1}.$$

Тогда

$$W_\alpha(p) = \frac{(T_{\text{у}}p+1)(T_{\text{р.м}}p+1)}{k_{\text{у}}k_{\text{р. м}}}.$$

Иными словами, дополнительная связь W_α должна включать в себя идеальные дифференцирующие звенья. Обычные дифференцирующие схемы дают возможность получить передаточную функцию вида

$$W(p) = \frac{(T_у p+1)(T_{р.\,м} p+1)}{k_у k_{р.\,м}(T_1 p+1)(T_2 p+1)}.$$

В этом случае система стабилизации не будет полностью инвариантной по отношению к внешнему воздействию. Некоторое усложнение схемы системы стабилизации позволяет избежать измерения возму-

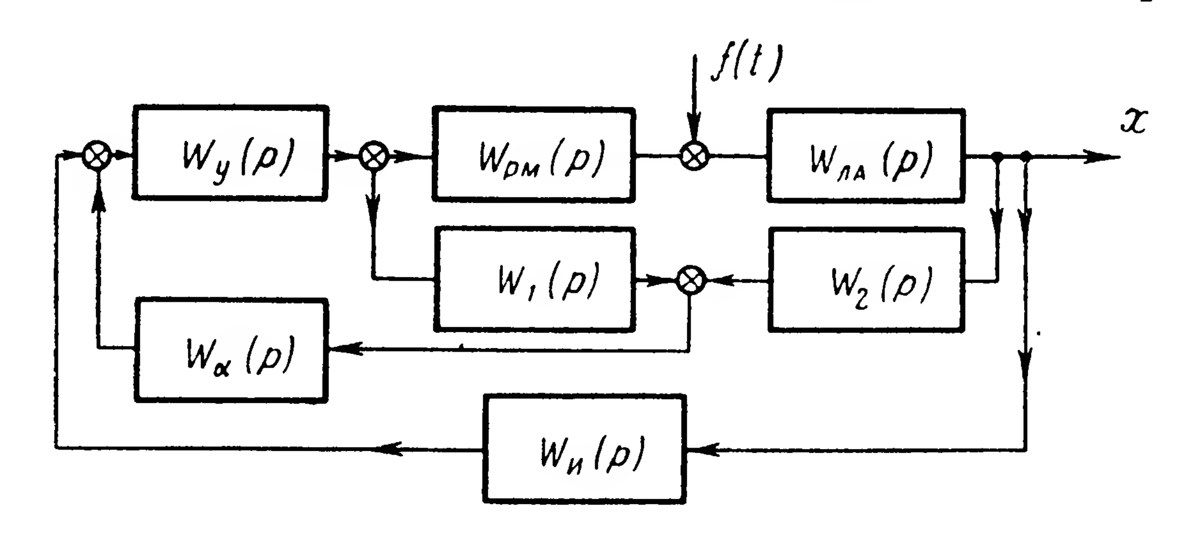


Рис. 11.28. Система стабилизации, инвариантная по отношению к возмущениям, с косвенным измерением возмущений

щающего воздействия. Одним из способов осуществления инвариантности без измерения возмущения является создание так называемых компаундирующих связей*.

Схема системы стабилизации с компаундирующей связью показана на рис. 11.28. В схему введены три дополнительных элемента: $W_1(p)$, $W_2(p)$ и $W_\alpha(p)$, причем элементы $W_1(p)$, $W_\alpha(p)$ создают положительную, а элементы $W_2(p)$, $W_\alpha(p)$ — отрицательную обратную связь. Для удобства составления передаточных функций приведем структурную схему системы к виду, показанному на рис. 11.29. Передаточная функция $W_0(p)$ звена $W_у(p)$, охваченного положительной обратной связью $W_1(p)$ $W_\alpha(p)$, будет равна

$$W_0(p) = \frac{W_у(p)}{1 - W_у(p)W_1(p)W_\alpha(p)}.$$

Передаточную функцию $W_{00}(p)$ элементов $W_0(p)$, $W_{р.м}(p)$ и $W_{ла}(p)$, охваченных отрицательной обратной связью, легко получить в виде

$$W_{00}(p) = \frac{W_у(p)W_{р.м}(p)W_{ла}(p)}{1 - W_у(p)W_1(p)W_\alpha(p) + W_у(p)W_{р.м}(p)W_{ла}(p)W_\alpha(p)W_2(p)}.$$

* Менский Б. М. К вопросу о реализации принципа инвариантности. ИАН СССР, ОТН. «Энергетика и автоматика», № 5, 1961. Кулебакин В. С. Высококачественные инвариантные системы. «Теория инвариантности и ее применение», 1959.

Следовательно, передаточная функция разомкнутой системы $G(p)$ имеет вид

$$G(p) = \frac{W_у(p)\,W_{р.м}(p)\,W_{ла}(p)\,W_и(p)}{1 - W_у(p)\,W_1(p)\,W_\alpha(p) + W_у(p)\,W_{р.м}(p)\,W_{ла}(p)\,W_\alpha(p)\,W_2(p)}. \quad (11.10)$$

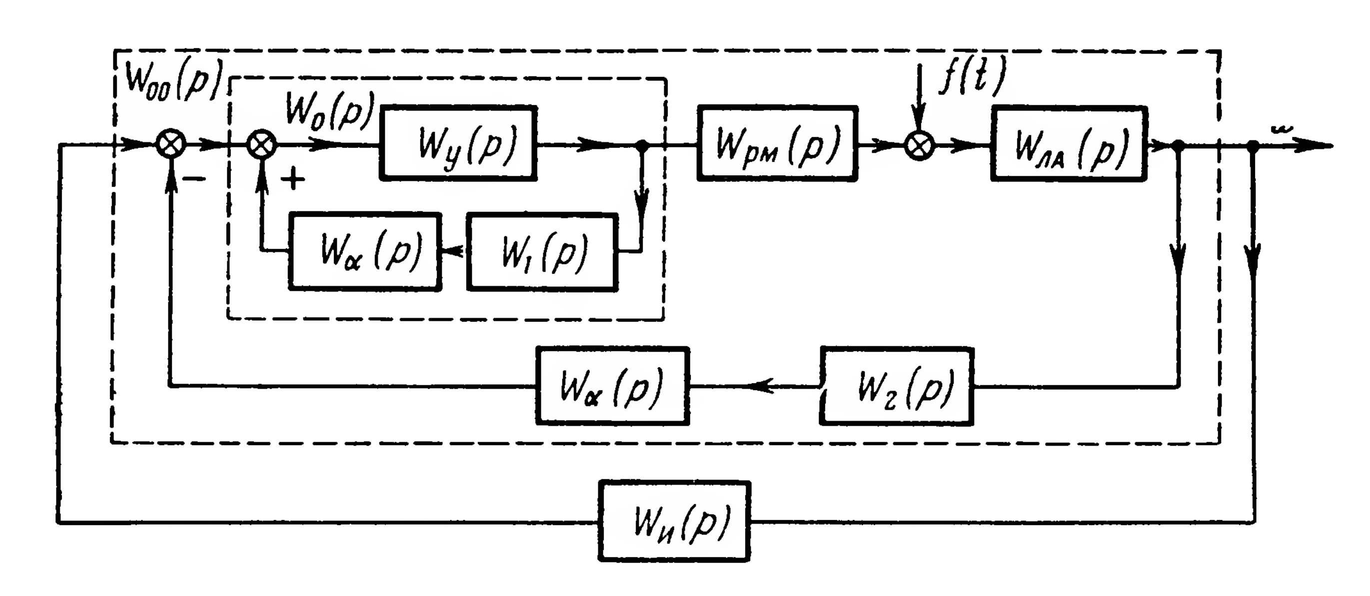


Рис. 11.29. Схема к выводу передаточной функции

Для получения передаточной функции замкнутой системы по отношению к возмущению

$$\Phi_x^f(p) = \frac{W_x^f(p)}{1 + G(p)} \quad (11.11)$$

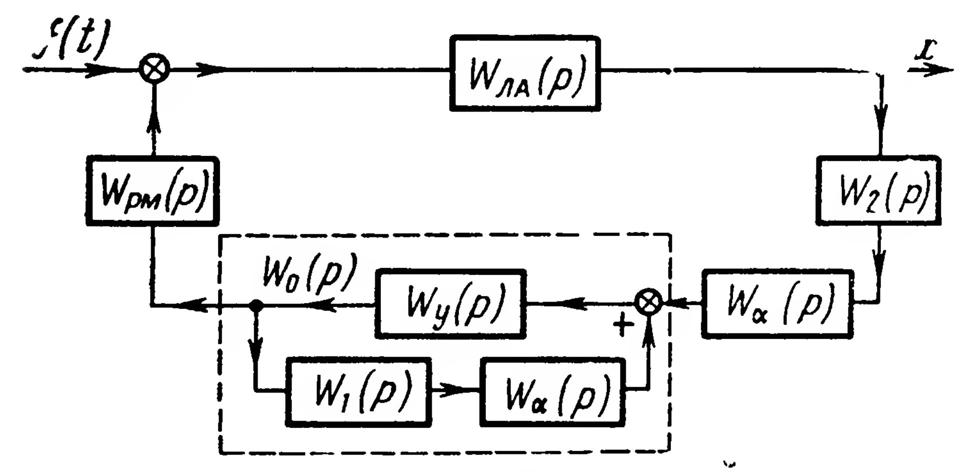


Рис. 11.30. Схема части системы стабилизации

необходимо вычислить передаточную функцию $W_x^f(p)$ части системы между точкой приложения возмущения и ее выходом. Представляя эту часть системы в виде структурной схемы, показанной на рис. 11.30, можно записать

$$W_x^f(p) = \frac{W_{ла}(p)}{1 + W_{ла}(p)\,W_2(p)\,W_\alpha(p)\,W_{р.м}(p)\,W_0(p)}$$

или, подставив значение $W_0(p)$,

$$W_x^f(p) = \frac{W_{ла}(p)\,[1 - W_у(p)\,W_1(p)\,W_\alpha(p)]}{1 - W_у(p)\,W_1(p)\,W_\alpha(p) + W_{ла}(p)\,W_2(p)\,W_\alpha(p)\,W_{р.м}(p)\,W_у(p)} \quad (11.12)$$

Подставив выражения (11.10) и (11.12) в формулу (11.11), находим

$$\Phi_x^f(p) = \frac{W_{ла}(p)\,[1 - W_у(p)\,W_1(p)\,W_\alpha(p)]}{1 - W_у(p)\,W_1(p)\,W_\alpha(p) + W_у(p)\,W_{р.м}(p)\,W_{ла}(p)\,W_\alpha(p)\,W_2(p) + W_у(p)\,W_{р.м}(p)\,W_{ла}(p)\,W_и(p)}.$$

Пусть

$$W_1(p) = W_{р.м}(p); \qquad W_2(p) = \frac{1}{W_{ла}(p)}. \qquad (11.13)$$

Тогда

$$\Phi_x^f(p) = \frac{W_{ла}(p)\,[1 - W_у(p)\,W_{р.м}(p)\,W_\alpha(p)]}{1 + W_у(p)\,W_{р.м}(p)\,W_{ла}(p)\,W_и(p)}.$$

Из последней формулы следует, что при выполнении условий (11.13) введение дополнительных связей не влияет на устойчивость системы стабилизации.

Выберем передаточную функцию $W_\alpha(p)$, равной

$$W_\alpha(p) = \frac{1}{W_у(p)\,W_{р.м}(p)}. \qquad (11.14)$$

При этом $\Phi_x^f(p)=0$ и выходная координата системы стабилизации инвариантна по отношению к возмущающему воздействию. Естественно, что, как и в предыдущем случае, условия (11.13) и (11.14) могут быть выполнены лишь приближенно. Учитывая, что

$$W_2(p) = \frac{1}{W_{ла}(p)},$$

дополнительные связи не будут оказывать влияние на устойчивость системы при различных режимах ее работы в том случае, если передаточную функцию $W_2(p)$ изменять в соответствии с изменением характеристик летательного аппарата.

Отметим, что введение соответствующих дополнительных связей может сделать систему инвариантной к возмущениям и исключить ошибки воспроизведения сигналов управления. При этом выходная координата летательного аппарата не будет зависеть от возмущения и система будет идеально воспроизводить изменение управляющего сигнала.

§ 11. АВТОМАТИЧЕСКАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ ВЕРТОЛЕТА

Полеты на вертолете, особенно в сложных метеорологических условиях, вследствие недостаточной собственной устойчивости вертолета трудны и утомительны для летчика, требуют от него усиленного внимания и большого напряжения для удержания вертолета в заданном режиме полета. Поэтому в последние годы все чаще проводятся работы по оснащению вертолетов системами автоматической стабилизации. Основное назначение автопилота на вертолете — повышение устойчивости последнего и, как следствие этого, облегчение работы пилота по управлению вертолетом*.

* R. F. Bohling. Instrumentation Requirements for All-Weather Helicopter Flight.
IRE Transactions on ANE-2, № 3, Sept., 1955.

Работа автопилота на вертолете имеет некоторые отличия от работы автопилота на летательном аппарате обычной схемы. Это объясняется как существенными отличиями аэродинамики вертолета от аэродинамики крылатых летательных аппаратов, так и спецификой принципов управления. Если на крылатом летательном аппарате несущие поверхности неподвижны относительно фюзеляжа, то несущие поверхности вертолета изменяют свое положение по отношению к его

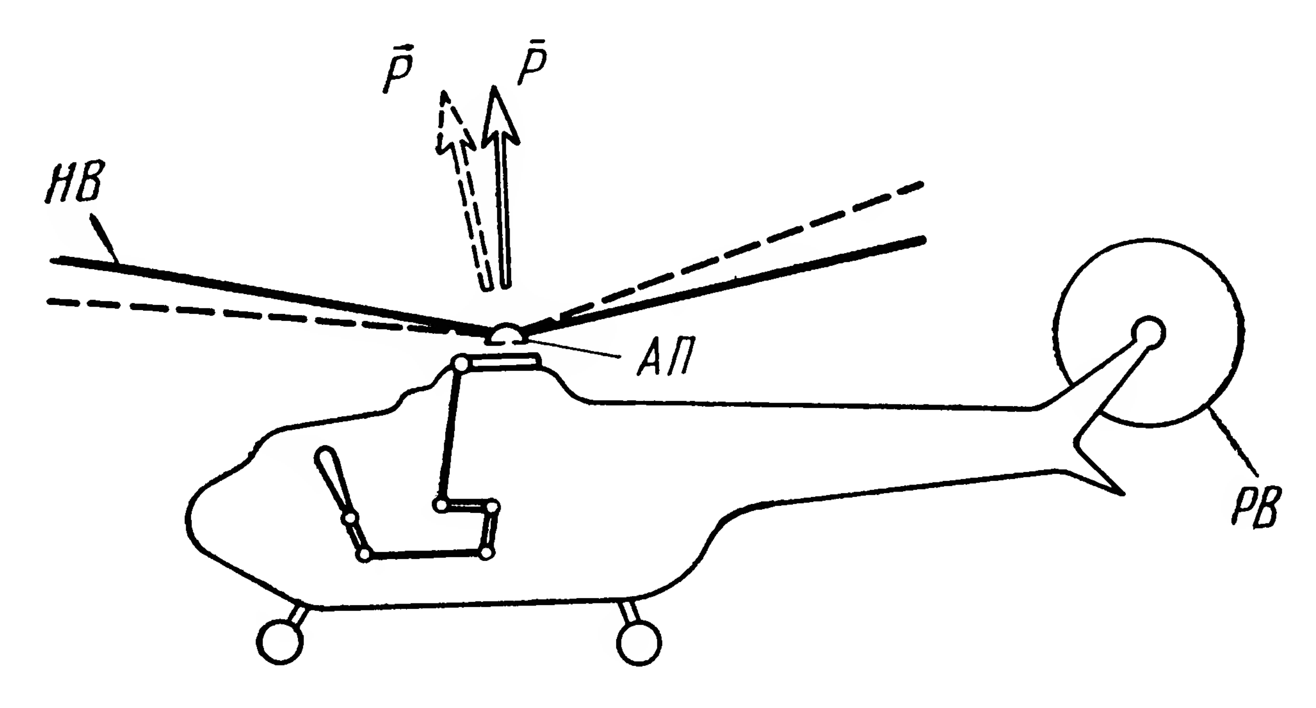


Рис. 11.31. Схема сил, действующих на вертолет

корпусу. Характер полета вертолета, как известно, определяется величиной и направлением результирующего вектора $\overline{P}$ аэродинамических сил несущих винтов *НВ* (рис. 11.31). Управление движением вертолета осуществляется изменением величины и направления вектора $\overline{P}$ с помощью автомата перекоса *АП*, координированного управления газом и общим шагом несущего винта *НВ*, а также шагом рулевого винта *РВ*. Как видим, для управления полетом вертолета приходится использовать большее число органов управления по сравнению с крылатым летательным аппаратом, что, естественно, усложняет его пилотирование.

Кроме стабилизации вертолета по крену, курсу и тангажу, автопилот может быть использован для стабилизации числа оборотов несущего винта и поддержания заданной постоянной высоты полета.

В качестве примера схемы стабилизации вертолета рассмотрим схему, показанную на рис. 11.32. Измерительными устройствами, обнаруживающими отклонения вертолета от заданного положения в пространстве, являются курсовой гироскоп *ГН*, корректируемый от дистанционного магнитного компаса *К*, и гировертикаль *ГВ*. Сигналы, снимаемые с гироскопов *ГН* и *ГВ*, суммируются в соответствующих усилителях *УС* с показаниями гироскопических измерителей угловых скоростей крена, рыскания и тангажа. Будучи усилены, эти сигналы приводят в действие рулевые машинки *РМ*, переставляющие с помощью тяг *Т* кольца автомата перекоса *АП* и механизм изменения шага руле-

вого винта *РВ*. Для повышения качества стабилизации в системе используется жесткая обратная связь *ОС*. Переключатель *П* рода работы осуществляет переключение органов управления с автоматической работы на ручное управление.

Помимо основной системы стабилизации, в автопилоте имеется система поддержания постоянства высоты *H* полета и числа оборотов несущего винта. Указанная система включает в себя измеритель *ИВ* высоты полета и датчик *Д* угловой скорости вращения несущего винта. Снимаемые с них сигналы, суммируясь в усилителе, включают рулевую машинку, переставляющую сектор газа двигателя и одновременно связанную с ним муфту *М* изменения общего шага несущего винта.

Во многих случаях конструкция автопилота, предназначенного для вертолета, должна допускать одновременное участие летчика в процессе управления вертолетом. В связи с этим при выполнении автопилота предусматривается либо возможность легкого пересиливания автопилота летчиком, либо выходы рулевых машинок не непосредственно связываются с органами управления вертолетом, а встраиваются в цепи управления, идущие от пилота (раздвижные тяги и т. п.).

Что касается подхода к выбору структуры проектируемого автопилота для вертолета, используемых законов регулирования и его основных параметров, то он, по существу, не отличается от метода решения этих же вопросов в случае автопилота, предназначенного для обычного самолета. Различие же между ними будет обусловливаться выбором конкретного закона регулирования и значений соответствующих коэффициентов, которые должны учитывать специфику аэродинамических характеристик вертолета. Указанные закон регулирования и значения коэффициентов оказываются различными для разных типов вертолетов. При выборе структуры автопилота и закона регулирования следует, естественно, исходить из уравнений движения вертолета, имеющих определенные отличия от уравнений летательного аппарата обычной схемы.

Контрольные вопросы

1. Каковы основные возможные варианты использования моделей при анализе систем стабилизации?
2. Какие задачи могут решаться при использовании моделирующих устройств?
3. В чем преимущества и недостатки методов механического, электрического и электромеханического моделирования?
4. Составьте блок-схему и опишите методику электронного моделирования бокового движения летательного аппарата.
5. Составьте принципиальную схему электромеханической модели бокового движения летательного аппарата.
6. Составьте электронную модель полуавтоматической стабилизации продольного движения летательного аппарата.

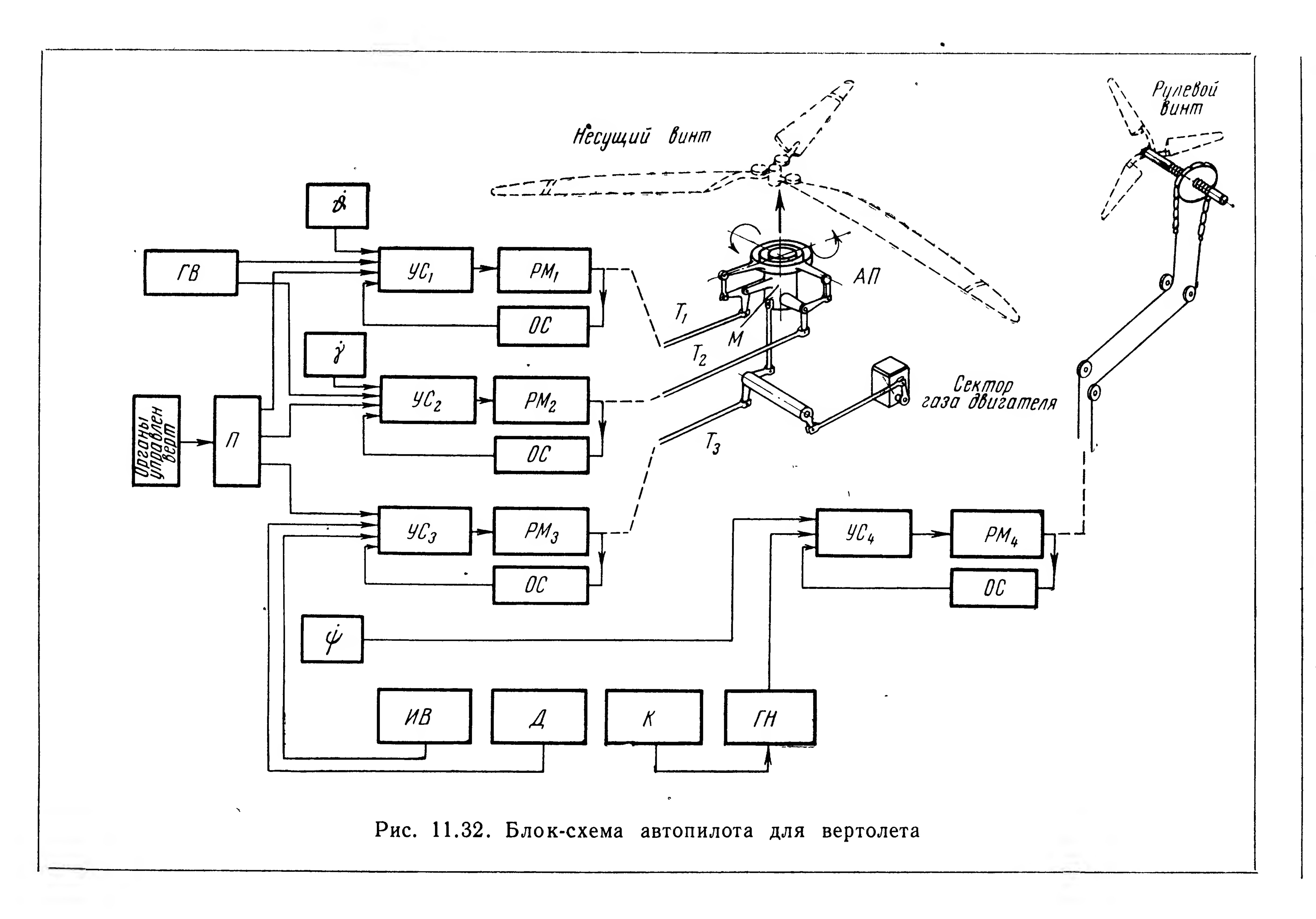


Рис. 11.32. Блок-схема автопилота для вертолета

7. При каких условиях возможно применение программного изменения параметров автопилота?

8. Каковы преимущества изменения параметров обратной связи по сравнению с параметрами основной (прямой) цепи при самонастройке автопилота?

9. Составьте блок-схему самонастраивающегося автопилота, поддерживающего неизменной низшую собственную частоту системы.

10. В каких случаях целесообразно применение периодической и в каких — непрерывной самонастройки автопилота?

11. Составьте блок-схему системы самонастраивающейся по отношению к изменению характера возмущений с использованием эталонной модели.

12. Каким образом можно рассчитать необходимую программу изменения параметра системы?

13. Составьте блок-схему системы стабилизации вращательного движения летательного аппарата, инвариантной по отношению к возмущающим моментам.

14. В чем состоят особенности задачи стабилизации движения вертолета?

ЛИТЕРАТУРА

Коган Б. . Электронные моделирующие устройства и их применение для исследования систем автоматического регулирования. Физматгиз, 1959.

Ивахненко А. Г. Техническая кибернетика (системы автоматического управления с приспособлением характеристик). Гл. I, V и VIII. ГИТТЛ. Киев, 1962.

Цянь сюэ-сэнь. Техническая кибернетика. Гл. XIII, XV и XVII. Изд-во иностр. лит-ры, 1956.

Боднер В. А., Козлов М. С. Стабилизация летательных аппаратов и автопилоты. Оборонгиз, 1961.

Найлэнд. Самонастраивающаяся система управления для большой упругой ракеты. «Вопросы ракетной техники», № 1, 1962.

Смит. Синтез самонастраивающегося автопилота для управления ракетой дальнего действия с учетом упругости корпуса. «Вопросы ракетной техники», № 11, 1961.

Красовский А. А. Динамика непрерывных систем экстремального регулирования, основанных на методе градиента. Известия АН СССР, ОТН. «Энергетика и автоматика», № 3, 1959.

Гордеев В. А. Принцип построения самонастраивающихся систем. Известия АН СССР, ОТН. «Энергетика и автоматика», № I, 1962.

R. Mc. Grath; V. Rajaraman; V. C. Rideout. A. Parameter Perturbation Adaptive Control System. FRE Transactions on Automatic Control. vol AC-6; № 2; May, 1961.

Кухтенко А. И. Проблема инвариантности в автоматике. ГИТЛ УССР, 1963.

R. F. Bohling. Instrumentation Requirements for All-Weather Helicopter Flight. JRE Transactions on ANE v. ANE-2, № 3; sept., 1955.

Корн Г. А., Корн Т. М. Электронные моделирующие устройства. Изд-во иностр. лит-ры, 1955.

Колосов С. П., Колпакова Н. П. и др. Руководство по проектированию элементов и систем автоматики. Гл. VIII. Труды МАИ, вып. 3. Оборонгиз, 1959.

Локк А. С. Управление снарядами. Гл. XIX. ГИТТЛ, 1957.

Доброленский Ю. П., Иванов В. И. и Поспелов Г. С. Автоматика управляемых снарядов. Гл. X. Оборонгиз, 1963.

ОГЛАВЛЕНИЕ

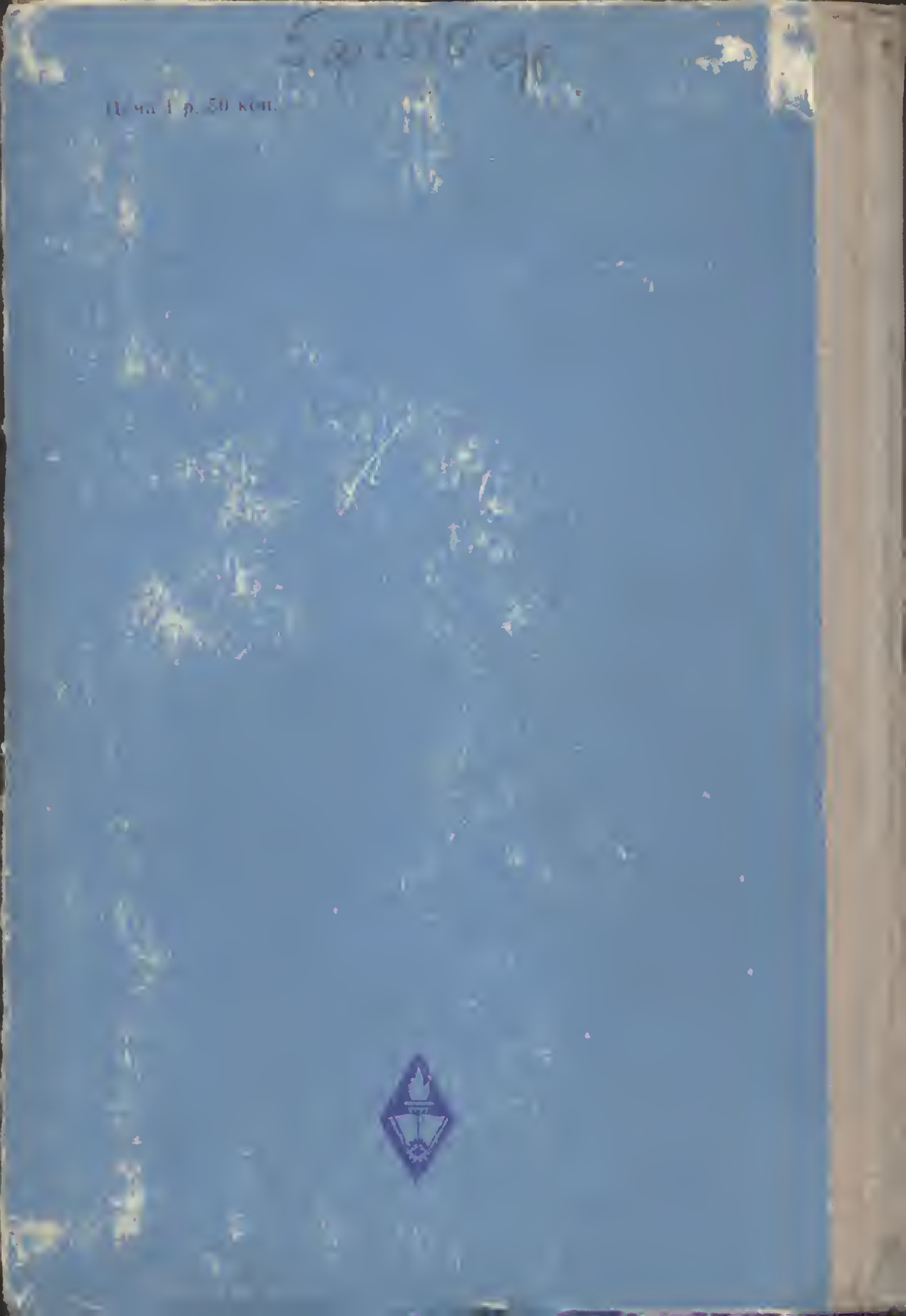
С. А. Понырко, В. А. Павлов, Ю. М. Хованский

СТАБИЛИЗАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И АВТОПИЛОТЫ

Редакторы *Г. И. Фуфаева*, *В. В. Данилова*
Технический редактор *Э. М. Чижевский*
Корректор *Е. Н. Смирнова*

Сдано в набор 20/III 1963 г. Индекс УТ-118. Подп. к печати 1/IV 1964 г. Формат 60×90 1/16. Объем 30,25 печ. л. Уч.-изд. л. 27,91. Г-10458. Заказ 272. Тираж 5500 экз. Цена 1 р. 50 к.

Ярославский полиграфкомбинат «Главполиграфпрома» Государственного комитета Совета Министров СССР по печати. г. Ярославль, ул. Свободы, 97.


Цена 1 р. 50 коп.